



TUGAS AKHIR- TM141585

**STUDI OPTIMASI JARAK
FORWARD FACING STEP TURBULATOR
TERHADAP *LEADING EDGE* PADA ALIRAN 3D
MELINTASI BIDANG TUMPU SIMETRI *AIRFOIL***

SANDA JUISA
NRP. 2112 105 007

Pembimbing:
Dr. Wawan Aries Widodo, S.T., M.T.

Co. Pembimbing:
Dr. Ir. Heru Mirmanto, M.T.

JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institute Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2015

Halaman ini sengaja dikosongkan.



FINAL PROJECT - TM141585

OPTIMIZATION STUDY OF DISTANCE FORWARD FACING STEP TURBULATOR TO LEADING EDGE ON 3D FLOW ACROSS ENDWALL JUNCTION SYMMETRY AIRFOIL

SANDA JUISA
NRP. 2112105007

Supervisor:
Dr. Wawan Aries Widodo, S.T., M.T.

Co. Supervisor:
Dr. Ir. Heru Mirmanto, M.T.

MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Faculty of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2015

Halaman ini sengaja dikosongkan.

**STUDI OPTIMASI JARAK *FORWARD FACING STEP*
TURBULATOR TERHADAP LEADING EDGE PADA
ALIRAN 3D MELINTASI BIDANG TUMPU
SIMETRI AIRFOIL**

TUGAS AKHIR

Diajukan untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh
Gelar Sarjana Teknik pada Bidang Konversi Energi
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

Oleh:

SANDA JUISA
NRP. 2112105007

Disetujui oleh Pembimbing dan Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT. (Pembimbing)
NIP.197104051997021001
2. Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT. Co. Pembimbing
NIP. 196202161995121001
3. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D. (Penguji 1)
NIP. 196412281990031002
4. Nur Ichwan, ST., M.Eng. (Penguji 2)
NIP.196709151995121001

SURABAYA
Januari 2015

Halaman ini sengaja dikosongkan.

**STUDI OPTIMASI JARAK
FORWARD FACING STEP TURBULATOR
TERHADAP LEADING EDGE PADA ALIRAN 3D
MELINTASI BIDANG TUMPU SIMETRI AIRFOIL**

Nama Mahasiswa : Sanda Juisa
NRP. : 2112105007
Jurusan : Teknik Mesin FTI ITS
Dosen Pembimbing : Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.
Co. Pembimbing : Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT.

Abstrak

Struktur aliran yang melintasi endwall junction merupakan bentuk aliran yang kompleks. Aliran ini terjadi pada persimpangan airfoil NACA 0015 dengan endwall. Aliran fluida yang melintasi endwall junction akan terseparasi 3D sebelum menyentuh leading edge. Separasi aliran diikuti dengan terbentuknya horse shoe vortex yang merupakan bentuk kerugian energi akibat aliran sekunder, sehingga perlu direduksi. Oleh karena itu, upaya untuk mereduksi kerugian dilakukan dengan penambahan forward facing step turbulator (FFST) di depan leading edge.

Penelitian ini dilakukan dengan eksperimen kemudian dipertegas dengan hasil pemodelan numerik. Janis airfoil yang digunakan adalah NACA 0015. Sedangkan FFST ditambahkan pada endwall dengan ketebalan $d=4\%C$. Penelitian dilakukan dengan memvariasikan jarak FFST terhadap leading edge yaitu $L/C=4/12, 8/12, 12/12, 16/12, 20/12$. Kemudian angle of attack diatur tetap ($\alpha = 0$). Eksperimen dilakukan di dalam wind tunel untuk memperoleh Oil Flow Visualization (OFV) dengan bilangan Reynolds $Re_C = 1,5 \times 10^5$. Sedangkan pemodelan numerik dilakukan dengan Computational Fluid Dynamics (CFD), 3ddp s teady flow dengan model turbulent viscous

standard k-epsilon (SKE). Kemudian harga intensitas turbulensi pada sisi inlet test section sebesar $I=3,26\%$.

Hasil penelitian diketahui bahwa penambahan FFST di depan leading edge dapat meningkatkan intensitas turbulensi aliran. Sehingga posisi end stagnation point di leading edge semakin menjauh di atas permukaan endwall. Begitu juga dengan forward saddle point (FSP) menjauh di depan leading edge. Akibatnya separation line semakin terbuka dari kontur bodi. Hal ini membuat energi freestream yang jauh di atas permukaan endwall mampu masuk ke dalam lingkup horse shoe vortex dan memberikan tambahan energi. Sehingga wake yang terbentuk di belakang trailing edge lebih konvergen. Jarak optimal FFST terhadap leading edge yang dapat mereduksi kerugian energi adalah $L/C=8/12$ dengan reduksi $8,45\%$.

Keyword: Aliran sekunder, horse shoe vortex, separation line, OFV, variasi jarak FFST.

OPTIMIZATION STUDY OF DISTANCE FORWARD FACING STEP TURBULATOR TO LEADING EDGE ON 3D FLOW ACROSS ENDWALL JUNCTION SYMMETRY AIRFOIL

Student Name : Sanda Juisa
NRP : 2112 105 007
Department : Mechanical Engineering, FTI-ITS
Supervisor : Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.
Co. Supervisor : Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT

Abstract

Flow structure across the endwall junction is a complex form of flow. This flow occurs at the intersection of the NACA 0015 airfoil with endwall. Fluid flow across the endwall junction will separate 3D before touching the leading edge. Flow separation followed by a horse shoe vortex formation which is a form of energy loss due to secondary flow, so it needs to be reduced. Therefore, efforts to reduce the harm done by adding a forward facing step turbulator (FFST) in front of the leading edge.

The research was conducted by experiments later confirmed by the results of numerical modeling. Types of blade which used is NACA 0015. While the FFST added on endwall with thickness of $d = 4\% C$. The study was conducted by varying the distance of the leading edge FFST ie $L/C = 4/12, 8/12, 12/12, 16/12$ and $20/12$. Then the angle of attack is fixed ($\alpha = 0$). Experiments conducted in wind tunnels to obtain Oil Flow Visualization (OFV) with Reynolds number $Re_c = 1,5 \times 10^5$. The numerical modeling is done with Computational Fluid Dynamics (CFD), 3ddp steady flow of viscous turbulent model with standard k-epsilon (SKE). Then the turbulence intensity on the inlet side of the test section of $I = 3.26\%$.

The results reveal that the addition FFST in front of the leading edge can increase the intensity of flow turbulence. So that the end stagnation point position at the leading edge of getting away on the surface of endwall. So also with the forward saddle point (FSP) away in front of the leading edge. As a result, more open line of separation from the body contour. This makes energy freestream far above the surface of the endwall able to enter into the realm of horse shoe vortex and provide additional energy. So wake formed behind the trailing edge is convergent. FFST optimal distance to the leading edge that can reduce energy loss is $L/C = 8/12$ with a reduction of 8.45%.

Keyword: Secondary losses, horse shoe vortex, separation line, OFV, FFST.

KATA PENGANTAR

Dengan memanjatkan segala puji dan rasa syukur kehadiran Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat dan karunia-Nya, sehingga Tugas Akhir ini dapat terselesaikan. Tugas Akhir ini berupa penelitian yang disusun sebagai salah satu syarat untuk lulus di Jurusan Teknik Mesin Institut teknologi Sepuluh November. Dalam penyusunan, penulis menemui berbagai kesulitan. Namun berkat arahan dan bimbingan dari Dosen-dosen Pembimbing, akhirnya Tugas Akhir ini dapat terselesaikan.

Penulis ingin menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah mendukung dan memberikan semangat baik sebelum, selama, maupun hingga Tugas Akhir ini terselesaikan. Untuk itu penulis ingin mengucapkan rasa terima kasih yang setulusnya kepada :

1. Prof. Dr. Ir. Triyogi Yuwono, DEA. selaku Rektor Institut Teknologi Sepuluh November.
2. Ir. Bambang Pramujati, Ph.D. selaku Kepala Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh November.
3. Dr. Wawan Aries Widodo, ST., M.T, selaku Dosen Pembimbing Tugas Akhir. Terima atas pelajaran serta saran-saran yang sangat membangun.
4. Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT., selaku Co. Pembimbing Tugas Akhir. Terima kasih atas bimbingan serta pelajaran-pelajaran berharga yang telah diberikan.
5. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D., selaku Guru Besar Penguji Tugas Akhir. Terima kasih atas saran-saran, pelajaran sebagai contoh Guru Besar yang ideal.
6. Nur Ikhwan, ST. MT., selaku Dosen Penguji Tugas Akhir. Terima kasih atas pelajaran serta saran-saran yang baik.
7. Ir. Kadarisman, selaku dosen wali di Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh November.
8. Ayahanda Solihin Ahlan dan Ibunda Solfadilah yang telah mendidik, membesarkan dan mendoakan agar selalu

selamat di dunia dan di akhirat. Semoga Allah SWT senantiasa memberikan ampunan, perlindungan, petunjuk dan jalan yang lurus kepada kita semua.

9. Saudara-saudara kandung saya. Kakanda Rike Olfad dan Adinda Bronsi Hinfala. Terimakasih atas semua bantuan-bantuannya serta dukungan sebagai teman diskusi sepemikiran.
10. Seluruh keluarga yang telah mendoakan dan memberikan bantuannya. Semoga Allah SWT senantiasa membalas kebaikan kalian.
11. Seluruh Dosen dan Staf Karyawan Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh November. Terima kasih telah banyak memberikan pengetahuan yang bermanfaat dan membantu segala urusan di Jurusan Teknik Mesin ITS.
12. Universitas Kristen Petra yang telah menyediakan fasilitas *wind tunel* di laboratorium fluida.
13. Bapak Sutrisno, ST.,MT. Selaku mahasiswa S3 Jurusan Teknik Mesin Institut teknologi Sepuluh November. Terima kasih atas semua saran-sarannya.
14. Iis Rohmawati, ST., MT dan Ika Nur Jannah, S.Pd., MT. Terima kasih atas semua bantuan-bantuannya selama eksperimen.
15. Bapak Nur Rahman dan Bapak Sutrisno di Laboratorium Mekanika Fluida Jurusan Teknik Mesin ITS. Terima kasih telah membantu dalam pembuatan *endwall* dan perbaikan *airfoil*.
16. Semua teman-teman Lintas Jalur ITS khususnya angkatan 2012. Terima kasih atas kebersamaannya selama ini. Semoga Allah senantiasa memberikan bimbingan kepada kita semua.
17. Semua pihak yang telah banyak membantu penelitian ini, baik itu berupa saran, doa, maupun dukungan yang tidak dapat penulis sebutkan satu persatu.

Penulis menyadari bahwa dalam penulisan Tugas Akhir masih banyak terdapat kekurangan dan kesalahan. Oleh karena itu, saran dan kritik sangat penulis harapkan. Akhir kata penulis berharap semoga Tugas Akhir ini bermanfaat bagi penulis dan pembaca sekalian.

Surabaya, 19 Januari 2015

Sanda Juisa

Halaman ini sengaja dikosongkan.

DAFTAR ISI

LEMBAR JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	v
ABSTRAK	vii
ABSTRACT	ix
KATA PENGANTAR	xi
DAFTAR ISI	xv
DAFTAR GAMBAR	xvii
DAFTAR TABEL	xxi
 BAB 1 PENDAHULUAN	 1
1.1 Latar belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Tujuan	3
1.4 Batasan Masalah	3
1.5 Manfaat Penelitian	4
 BAB 2 TEORI DASAR DAN TINJAUAN PUSTAKA	 5
2.1 Airfoil.....	5
2.2 Konsep Boundary Layer	6
2.3 Kajian Total Pressure Loss	9
2.4 <i>Pressure Gradient</i> di Dalam <i>Boundary layer</i> Aliran Dua Dimensi	10
2.5 Separasi aliran dua Dimensi.....	11
2.6 Separasi aliran Tiga Dimensi	12
2.7 Kajian <i>Turbulen Generator (Turbulator)</i> pada Aliran Eksternal	15
2.8 Interaksi Aliran Melalui <i>Endwall Junction</i>	19
 BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN	 27
3.1 Metodologi Eksperimen.....	28
3.1.1 Model Uji	28
3.1.2 Peralatan Eksperimen.....	31
3.1.3 Kalibrasi <i>Wind tunnel</i>	36

3.1.4	<i>Oil Flow Visualization</i>	39
3.1.5	Diagram Alir Eksperimen	40
3.2	Metodologi Pemodelan Numerik	41
3.2.1	Diagram Alir Pemodelan Numerik	45
3.3	Jadwal Penelitian	47
BAB 4 PEMBAHASAN		49
4.1	Karakteristik Aliran pada Variasi Jarak 4/12C	49
4.2	Karakteristik Aliran pada Variasi Jarak 8/12C	54
4.3	Karakteristik Aliran pada Variasi Jarak 12/12C	58
4.4	Karakteristik Aliran pada Variasi Jarak 16/12C	62
4.5	Karakteristik Aliran pada Variasi Jarak 20/12C	66
4.6	Analisa Kuantitatif Perbandingan Kerugian Energi	70
BAB 5 PENUTUP		
5.1	Kesimpulan	73
5.2	Saran	74
DAFTAR PUSTAKA		75
LAMPIRAN		79
Lampiran A1	Karakteristik <i>OFV</i> Hasil Eksperimen	79
Lampiran A2	Distribusi Kecepatan dan Topologi Aliran Hasil Pemodelan Numerik	87
Lampiran A3	<i>Velocity Vector</i> di Depan <i>Leading Edge</i>	91
Lampiran A4	Posisi <i>End Stagnation Point</i> di <i>Leading Edge</i>	97
Lampiran A5	Distribusi <i>Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient</i> (ζ_{axial})	103
BIOGRAFI		109



DAFTAR TABEL

Tabel 3.1	Koordinat <i>Airfoil</i> NACA 0015 dalam mm.....	29
Tabel 3.2	Variasi jarak <i>FFST</i> terhadap <i>leading edge</i>	31
Tabel 3.2	Jadwal Pelaksanaan Penelitian.....	47
Tabel 4.1	<i>Axial total pressure loss coefficient</i> pada jarak 2cm di belakang <i>trailing edge</i>	71

Halaman ini sengaja dikosongkan.

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Profil <i>Airfoil</i> NACA 0015	6
Gambar 2.2	<i>Boundary layer</i> pada pelat datar	6
Gambar 2.3	<i>Displacement thickness</i> pada <i>boundary layer</i>	8
Gambar 2.4	<i>Momentum thickness in momentum flux</i> ..	8
Gambar 2.5	Profil kecepatan pada dinding lengkung	10
Gambar 2.6	Separasi <i>bubble</i> pada permukaan lengkung ..	12
Gambar 2.7	<i>Singular point</i>	13
Gambar 2.8	Separasi aliran tiga dimensi	14
Gambar 2.9	Beberapa contoh <i>turbulent generator</i>	15
Gambar 2.10	Struktur <i>streamline</i> pada <i>bluff rectangular plate</i>	16
Gambar 2.11	Profil kecepatan aliran sepanjang <i>bluff rectangular plate</i>	16
Gambar 2.12	Struktur <i>streamline</i> pada <i>FFST</i>	17
Gambar 2.13	Kontur kecepatan (m/s)	17
Gambar 2.14	Kontur intensitas turbulensi (Tu) (%)	17
Gambar 2.15	Profil intensitas turbulensi pada jarak $x=4L_U$	18
Gambar 2.16	Skema aliran dan hasil penelitian Agui dan Andreopoulos (1990)	20
Gambar 2.17	Formasi <i>horse shoe vortex</i> (Merati <i>et al</i> , 1991)	21
Gambar 2.18	Formasi <i>horse shoe vortex</i> (Abdulla <i>et al</i> , 1991)	21
Gambar 2.19	<i>Streamlines</i> dan koefisien tegangan pada bodi simetris	22
Gambar 2.20	Struktur <i>horse shoe vortex</i> di depan <i>leading edge</i>	23
Gambar 2.21	Distribusi kecepatan dan detail topologi aliran	24
Gambar 2.22	Perbandingan <i>OFV</i> aliran tanpa dan dengan <i>FFST</i>	25

Gambar 2.23	<i>OFV</i> dan Topologi aliran di depan <i>leading edge</i>	26
Gambar 3.1	Alur metodologi penelitian	27
Gambar 3.2	Profil simetris <i>airfoil</i> NACA 0015	29
Gambar 3.3	Sketsa model uji dan posisi jarak <i>FFST</i> terhadap <i>airfoil</i>	30
Gambar 3.4	Skema <i>wind tunnel</i>	32
Gambar 3.5	Dimensi <i>test section</i> (mm).....	32
Gambar 3.6	<i>Pitot static tube</i>	34
Gambar 3.7	<i>Inclined manometer</i>	34
Gambar 3.8	Ilustrasi pengukuran tekanan dengan <i>inclined manometer</i> , <i>pressure transducer</i> dan <i>DAQPRO</i>	34
Gambar 3.9	Pressure transducer dan <i>DAQPRO</i>	35
Gambar 3.10	Termometer ruangan.....	35
Gambar 3.11	Grafik persamaan tekanan dinamik	37
Gambar 3.12	Grafik persamaan kecepatan <i>freestream</i>	37
Gambar 3.13	Grafik fluktuasi kecepatan aliran fluida.....	38
Gambar 3.14	Grafik hasil pengukuran intensitas turbulensi dan kecepatan aliran fluida	39
Gambar 3.15	Diagram alir eksperimen.....	40
Gambar 3.16	Model <i>mesh</i>	41
Gambar 3.17	Domain <i>boundary condition</i>	42
Gambar 3.18	Potongan variasi <i>mesh</i>	43
Gambar 3.19	Diagram alir pemodelan numerik	45
Gambar 4.1	Perbandingan struktur <i>OFV</i> hasil eksperimen pada variasi 4/12C	49
Gambar 4.2	Distribusi kecepatan aliran hasil pemodelan numerik pada variasi jarak 4/12C	49
Gambar 4.3	<i>Velocity vector</i> di depan <i>leading edge</i> pada variasi jarak 4/12C	50
Gambar 4.4	Posisi <i>end stagnation point</i> di <i>leading edge</i> pada variasi jarak 4/12C	52
Gambar 4.5	Distribusi <i>Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient</i> pada variasi jarak 4/12C	54

Gambar 4.6	Perbandingan struktur <i>OFV</i> hasil eksperimen pada variasi 8/12C.....	55
Gambar 4.7	Distribusi kecepatan aliran hasil pemodelan numerik pada variasi jarak 8/12C.....	55
Gambar 4.8	<i>Velocity vector</i> di depan <i>leading edge</i> pada variasi jarak 8/12C.....	56
Gambar 4.9	Posisi <i>end stagnation point</i> di <i>leading edge</i> pada variasi jarak 4/12C	57
Gambar 4.10	Distribusi <i>Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient</i> pada variasi jarak 8/12C.....	58
Gambar 4.11	Perbandingan struktur <i>OFV</i> hasil eksperimen pada variasi 12/12C.....	59
Gambar 4.12	Distribusi kecepatan aliran hasil pemodelan numerik pada variasi jarak 12/12C.....	59
Gambar 4.13	<i>Velocity vector</i> di depan <i>leading edge</i> pada variasi jarak 12/12C.....	60
Gambar 4.14	Posisi <i>end stagnation point</i> di <i>leading edge</i> pada variasi jarak 12/12C	61
Gambar 4.15	Distribusi <i>Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient</i> pada variasi jarak 12/12C.....	62
Gambar 4.16	Perbandingan struktur <i>OFV</i> hasil eksperimen pada variasi 16/12C.....	63
Gambar 4.17	Distribusi kecepatan aliran hasil pemodelan numerik pada variasi jarak 16/12C.....	63
Gambar 4.18	<i>Velocity vector</i> di depan <i>leading edge</i> pada variasi jarak 16/12C.....	64
Gambar 4.19	Posisi <i>end stagnation point</i> di <i>leading edge</i> pada variasi jarak 16/12C	65
Gambar 4.20	Distribusi <i>Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient</i> pada variasi jarak 16/12C.....	66
Gambar 4.21	Perbandingan struktur <i>OFV</i> hasil eksperimen pada variasi 20/12C.....	67
Gambar 4.22	Distribusi kecepatan aliran hasil pemodelan numerik pada variasi jarak 20/12C	67

Gambar 4.23	<i>Velocity vector</i> di depan <i>leading edge</i> pada variasi jarak 20/12C.....	68
Gambar 4.24	Posisi <i>end stagnation point</i> di <i>leading edge</i> pada variasi jarak 20/12C	69
Gambar 4.25	Distribusi <i>axial iso-total pressure loss coefficient</i> pada variasi jarak 20/12C.....	70
Gambar 4.26	Grafik reduksi kerugian energi aliran tanpa dan dengan <i>FFST</i>	71

DAFTAR PUSTAKA

1. Abdulla, A. K., Bhargava, R. K., and Raj, R., 1991, "*An Experimental Study of Local Wall Shear Stress, Surface Statics Pressure, and Flow Visualization Upstream, Alongside, and Downstream of a Blade Endwall Corner*", Journal of Turbomachinery, Vol. 113, pp. 626-632.
2. Agui, J.H., and Andreopoulos, J., 1990, "*Experimental Investigation of Three Dimensional Boundary Layer Flow in the Vicinity of an Upright Wall Mounted Cylinder*", AIAA 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Laser Conference, Seattle, WA, pp.1-12.
3. Ballio, F., Guadagnini, A. and Malavasi, S., 1998, "*Stresses Due to a Horseshoe Vortex at a Surface-Cylinder Intersection*", Proceedings 3rd International Conference on Hydroscience and Engineering.
4. Cahyono, Fitra T., 2013, *Studi Eksperimen dan Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi Dekat Dinding pada Airfoil NACA 0015 dengan Penambahan Forward Facing Step*, Tugas Akhir Jurusan Teknik Mesin ITS.
5. Cebeci, Tuncer and Smith, A.M.O., 1974, "*Analysis of Turbulent Boundary Layer*" applied mathematics and mechanics, Academic Press, Inc., United States of America.
6. Çengel, Y.A., and Cimbala, J.M., 2010, "*Fluid Mechanics Fundamentals and Applications 2nd*". McGraw-Hill, New York.
7. Denvenport, W.J., and Simpson, R.L., 1990, "*Time Dependent and Time Average Turbulent Structure Near the Nose of Wing-Body Junction*", Journal of fluid Mechanics, vol.210, pp.23-25.
8. Djilali, N. and Gartshore, I.S., Salcudean, M., 1991, "*Turbulent flow around a bluff rectangular plate part I:*

- experimental investigation*", ASME J. Fluid Eng. 113: 51–59.
9. Fox, Robert W., Pritchard, P.J., and McDonald, A.T., 2010, *"Introduction to Fluid Mechanics 7th"*, John Wiley & Sons, Inc, Singapore.
 10. Hillier, R., and Cherry, N.J., 1981, *"The Effect of Stream Turbulence on Separation Bubbles"*, J.Wind Engng & Ind. Aero, Vol. 8, pp.49-58.
 11. Horlock, J.H. Lakshminarayana, B., 1987, *"Leakage and Secondary Flow in Compressor Cascades"*, Ministry of Technology Aeronautical Research Council Report and Memoranda No.3483.
 12. Hunt, J.C.R, A *"Theory of Turbulent Flow Round Two-Dimension Bluff Bodies"*, Journal of Fluid Mechanics, 61(1973) 625-706.
 13. Merati, P., McMahon, H.M., and Yoo, K.M., 1991, *"Experimental Investigation of a Turbulent Flow in The Vicinity of an Appendage Mounted on a Flat Plate"*, Journal of Fluid Engineering, vol 113, pp. 635 – 642.
 14. Mirmanto, H., Sutrisno, dan Sasongko, H., 2012, *"Studi numerik reduksi separasi aliran 3D Melalui penambahan bluff rectangular turbulator (BRT) (studi kasus di daerah junction asymmetry airfoil 9c7/32.5c50)"*, Prosiding Seminar Fisika Terapan III Departemen Fisika, FST, Universitas Airlangga Surabaya, 15 September 2012.
 15. Mirmanto, H., Sutrisno, Sasongko, H. and Noor, D.Z., 2014, *"Reduction of Energy Losses in the Endwall Junction Area Through the Addition of Forward Facing Step Turbulent Generator"*, Applied Mechanics and Materials Vol. 493 pp. 256-261, Trans Tech Publications, Switzerland.

16. Munson, B.R., Young, D.F., and Okiishi, T.H., 2002, "*Fndamentals of Fluid Mechanics 4th Edition*", John Wiley & Sons, Inc. USA.
17. Sasongko, H. dan Mirmanto, H., 2008, "*Separasi Aliran Tiga Dimensi pada Kaskade Kompresor Aksial dengan Sudu Berbeda Kelengkungan*", Jurnal Teknik Mesin ITS, Surabaya.
18. Sasongko, H., Mirmanto, H., dan Sutrisno, 2012, "*Studi Numerik Penambahan Momentum Aliran Melalui Penggunaan Bluff Rectangular Turbulator (BRT) di Depan Leading Edge*", Jurnal Annual Engineering Seminar 2012, Fakultas Teknik UGM ISBN 978-602-98726-1-3.
19. Sutrisno, Sasongko, H. dan Mirmanto, H., 2012, "*Analisa Numerik Efek Ketebalan Bluff Rectangular Terhadap Karekteristik Aliran di Dekat Dinding*", Jurnal Annual Engineering Seminar 2012, Fakultas Teknik UGM ISBN 978-602-98726-1-3.
20. Tobak M., and Peak D.J, 1982, "*Topology of Three Dimensional Separated Flow*", Ann. Review Fluid Mechanics, vol.14, pp. 61-85.
21. White, Frank M., 2001, "*Fluid Mechanics 4th Edition*", McGraw-Hill, New York.
22. http://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil, Equation for airfoil NACA 0015, 29 april 2014.

Halaman ini sengaja dikosongkan.

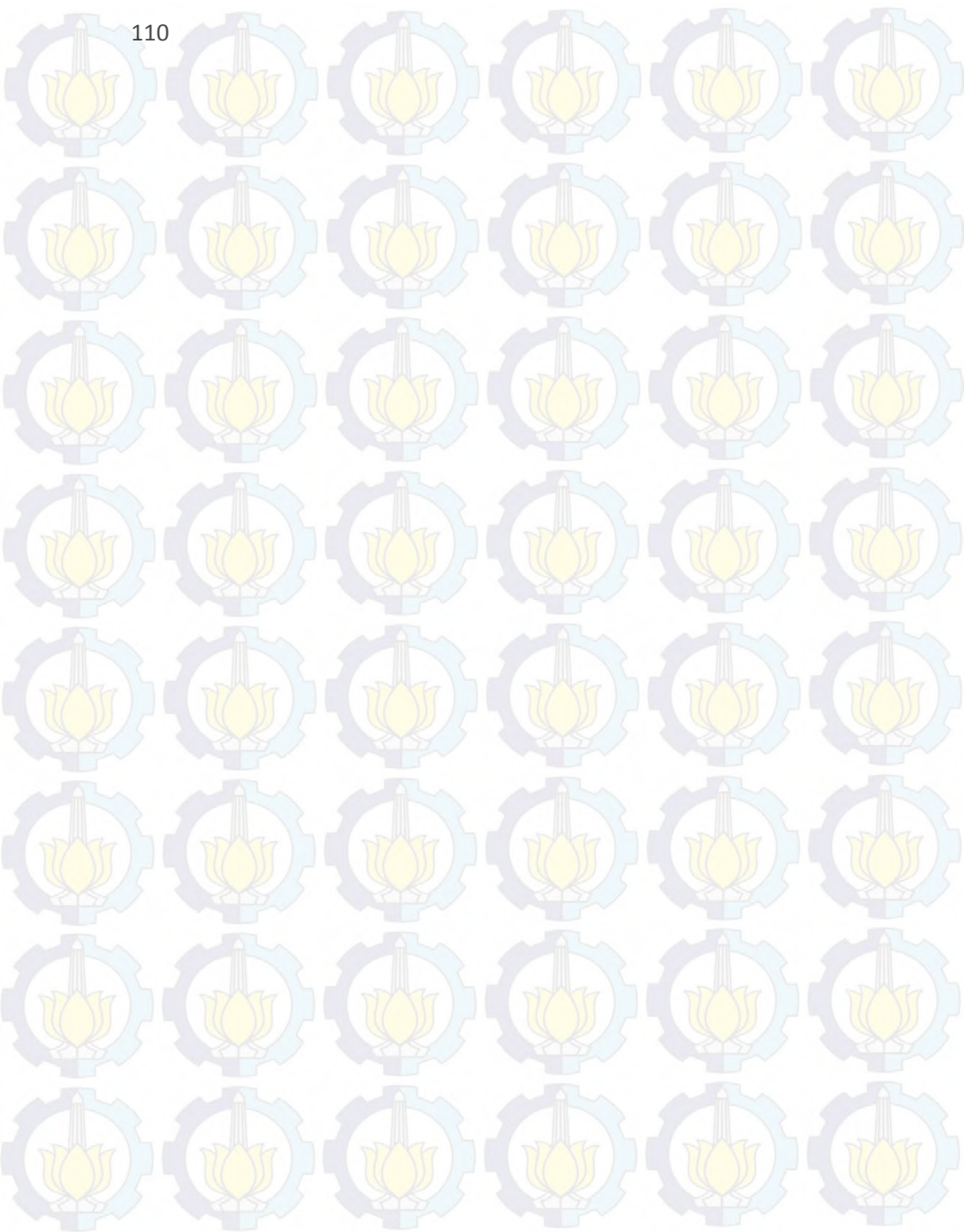
Biografi



Penulis dilahirkan di Muara Enim, 09 Juni 1990 dan merupakan anak kedua dari tiga bersaudara. Memulai pendidikan di TK Muhamadiyah Ujanmas Baru pada tahun 1995, lalu menyelesaikan masa studi di SDN 1 Ujanmas tahun 2002. Kemudian dilanjutkan ke SMPN 4 Muaraenim dan lulus tahun 2005. Pada tahun 2008 lulus di SMKN 2 Muaraenim.

Pendidikan dilanjutkan ke Sekolah Vokasi Jurusan Teknik Mesin

Universitas Gadjah Mada bidang manufaktur dengan judul Tugas Akhir “Perancangan *Leak Tester Syylinder Comp KWB* untuk Sepeda Motor Honda Revo dan Blade”. Pada tahun 2012 dilanjutkan di Institut Teknologi Sepuluh Nopember Jurusan Teknik Mesin Program Lintas Jalur dan lulus pada 19 Januari 2015. Mendalami ilmu Mekanika Fluida dengan topik Tugas Akhir “Studi Optimasi Jarak *Forward Facing Step Turbulator* Terhadap *Leading Edge* Pada Aliran 3D Melintasi Bidang Tumpu Simetri *Airfoil*”. Penulis dapat dihubungi melalui sandajuisa@yahoo.com dengan nomor kontak 083176152123.



Halaman ini sengaja dikosongkan.

BAB 1 PENDAHULUAN

1.1 Latar belakang

Upaya peningkatan *performance* dari suatu *airfoil* atau baling-baling hingga saat ini terus dilakukan. Salah satunya yaitu dengan memasok energi eksternal pada aliran fluida. Peningkatan turbulensi aliran menjadi salah satu tujuan para peneliti. Hunt (1973) dalam penelitiannya menggunakan *bluff rectangular plate* untuk meningkatkan turbulensi aliran. Hasilnya ditemukan tepat setelah *step* terbentuk separasi *bubble*. Separasi *bubble* itu mempercepat transisi aliran dari laminar menjadi turbulen. Kemudian Djilali dan Gastshore (1991) atas dasar penelitian Hillier dan Cherry (1981) meneliti lebih lanjut penggunaan *bluff rectangular plate*. Hasilnya didapatkan peningkatan momentum dan intensitas turbulensi yang lebih tinggi setelah aliran *reattachment* pada dinding datar (*endwall*).

Abdullah *et al* (1991) dalam penelitiannya menyatakan bahwa fluida yang melintasi *endwall junction* akan terseparasi secara tiga dimensi akibat adanya interaksi dari lapisan batas dua permukaan benda yang saling berdekatan. Aliran tersebut menggulung membentuk formasi *horse shoe vortex* yang dikenal salah satu bentuk dari aliran sekunder. Sedangkan Merati *et al* (1991) mendefinisikan bahwa aliran sekunder merupakan bentuk aliran yang mengandung unsur aliran dengan arah *orthogonal* terhadap arah aliran utama. Berdasarkan beberapa definisi tersebut, *horse shoe vortex* merupakan bentuk aliran sekunder akibat separasi aliran tiga dimensi yang diikuti oleh pusaran dengan pergerakan *roll-up* dan menyelimuti kontur bodi. Pergerakan *roll-up* tersebut semakin membesar hingga ke arah *downstream*, sehingga menyebabkan penyumbatan aliran yang dikenal sebagai *blockage effect*. Dengan demikian aliran sekunder (*secondary loss*) merupakan penyebab utama kerugian energi pada aliran yang melintasi *endwall junction*.

Sebagai contoh pada aliran di dalam kompresor aksial, Horlock dan Lakminarayana (1982) menemukan bahwa separuh dari total kerugian hidrolis disebabkan oleh *blockage* akibat aliran sekunder, 30% akibat friksi pada dinding *annulus* sedangkan 20% sisanya disebabkan oleh *profile*. Oleh sebab itu kerugian akibat aliran sekunder mempunyai peran yang besar sehingga perlu direduksi.

Selanjutnya Sasongko dkk. (2012) pada *airfoil* NACA 0015 menambahkan *forward facing step turbulator (FFST)* di depan *leading edge* untuk menekan *blockage effect*. Hasilnya adalah penyumbatan aliran dapat direduksi sebesar 5,4%. Begitu juga Mirmanto dkk (2012) pada *asymmetry airfoil* 9C7/32.5C50 juga mendapati hal yang serupa. Kemudian Mirmanto *et al* (2014) pada *airfoil* NACA 0015 menyatakan kembali bahwa penggunaan *FFST* mampu menekan *blockage effect* akibat aliran sekunder. Penelitian yang dilakukan selama ini hanya terfokus pada jarak bodi *airfoil* terhadap *FFST* (L/C) yang tetap. Dengan demikian perlu dilakukan optimasi variasi jarak *FFST* terhadap *leading edge* sehingga diperoleh jarak yang lebih efektif untuk mereduksi kerugian energi akibat aliran sekunder.

1.2 Rumusan Masalah

Aliran sekunder yang melintasi bodi *airfoil* disekitar *endwall* telah diketahui sebagai penyebab kerugian hidrolis yang besar. Akan tetapi kerugian itu bisa dikurangi jika kekuatan dan lokasi separasi *horseshoe vortex* dapat diketahui dan diatur dengan cara membuat pola medan aliran yang lebih baik. Peningkatan momentum dan intensitas turbulensi aliran telah dilakukan oleh Sasongko dkk. (2012). Penambahan *FFST* di depan *leading edge* dengan jarak (L/C) yang tetap telah berhasil mengurangi penyumbatan aliran sebesar 5,4%. Namun demikian belum diketahui posisi bodi *airfoil* terhadap *FFST* yang lebih efektif untuk menekan kerugian akibat aliran sekunder. Sehingga permasalahan dalam tugas penelitian ini adalah bagaimana mendapatkan jarak lokasi *FFST* yang paling optimal.

1.3 Tujuan Penelitian

Berikut ini adalah tujuan dilakukan penelitian tentang aliran yang melalui simetri *airfoil* di sekitar pelat datar maupun dengan penambahan *forward facing step turbulator (FFST)*.

1. Menganalisis perbandingan struktur aliran 3D tanpa dan dengan *FFST* pada bidang tumpu *airfoil* NACA 0015 dengan berbagai variasi jarak.
2. Pembuktian *FFST* secara kualitatif dan kuantitatif dapat mereduksi kerugian energi akibat aliran sekunder.
3. Mendapatkan jarak lokasi *FFST* terhadap *leading edge* yang paling optimal.

1.4 Batasan Masalah

Penelitian ini dilakukan dalam beberapa aturan sebagai berikut:

1. Aliran *steady, incompressible* dengan $Re_c = 1,5 \times 10^5$.
2. Jenis *airfoil* yang digunakan adalah bodi simetris NACA 0015.
3. Jenis turbulen generator yang digunakan adalah *Forward Facing Step Turbulator (FFST)*.
4. Analisa eksperimen dilakukan terhadap *skin friction line* yang diperoleh melalui teknik *oil flow visualization*.
5. Analisa Numerik dilakukan dengan perangkat lunak *Fluent 6.3.26*.

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini diharapkan dapat memberikan informasi tambahan dalam upaya peningkatan *performance airfoil* NACA 0015 yang mengalami kerugian energi akibat aliran sekunder. Hasil penelitian diharapkan dapat menjadi pertimbangan dalam pengembangan penelitian maupun suatu rancangan sistem yang berkaitan dengan penelitian ini.

Halaman ini sengaja dikosongkan.

BAB 2

TEORI DASAR DAN TINJAUAN PUSTAKA

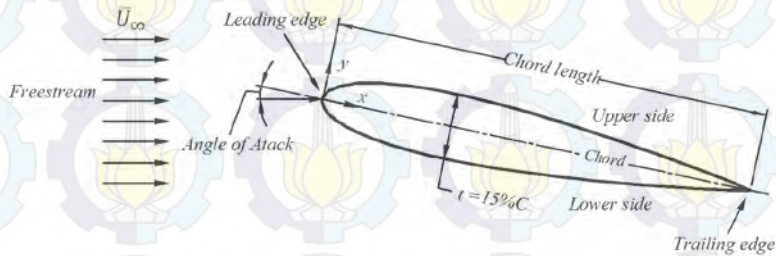
2.1 *Airfoil*

Airfoil merupakan bagian penting dari suatu sistem yang mengalami gaya-gaya aerodinamik. Bentuk *airfoil* dibuat khusus agar aliran fluida yang melewatinya dapat bergerak lebih aerodinamis. Salah satunya yaitu *airfoil* NACA 0015. Profil *airfoil* diperlihatkan pada gambar 2.1. Bagian sisi depan *airfoil* disebut *leading edge*. Bagian belakang dari *airfoil* disebut *trailing edge*. Garis yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge* disebut *chord*. Sedangkan panjangnya disebut *chord length*. Sudut yang dibentuk oleh *chord* terhadap arah aliran utama disebut dengan *angle of attack* (α).

NACA 0015 mempunyai empat digit angka. Digit pertama dan kedua adalah nol artinya *airfoil* tidak memiliki *camber*. Digit ketiga dan keempat adalah limabelas yang berarti prosentase ketebalan maksimum *airfoil* terhadap *chord length*. Sedangkan koordinanya dibuat dengan persamaan berikut.

$$y = \frac{t}{0.2} c \left[0,2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0,1260 \left(\frac{x}{c} \right) - 0,3516 \left(\frac{x}{c} \right)^2 + 0,2843 \left(\frac{x}{c} \right)^3 - 0,1015 \left(\frac{x}{c} \right)^4 \right] \quad (2.1)$$

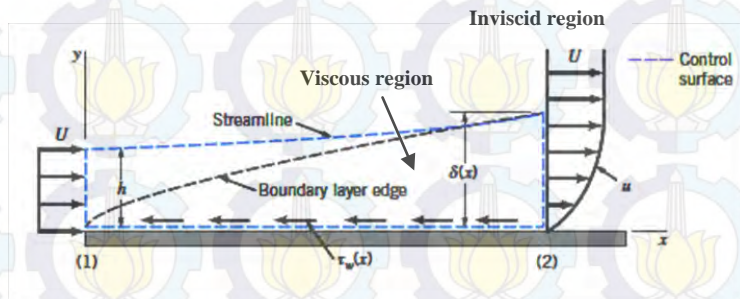
Dengan c adalah *chord length*. x adalah jarak koordinat *chord* (dari 0 hingga ke c). y adalah jarak koordinat *airfoil* terhadap sumbu y . Sedangkan t adalah prosentase ketebalan maksimum *airfoil* terhadap *chord length*. Bila *airfoil* NACA 0015 dibuat mengikuti persamaan 2.1 dengan *chord length* dan sudut serang tertentu maka akan terbentuk profil *airfoil* seperti pada gambar 2.1.



Gambar 2.1 Profil *Airfoil* NACA 0015

2.2 Konsep *Boundary Layer*

Konsep *boundary layer* pertama kali diperkenalkan oleh Ludwig Prandtl (1904). Prandtl menyatakan bahwa fluida yang mengalir pada suatu *solid stasioner* akan terbagi menjadi dua wilayah medan aliran (gambar 2.2). Wilayah pertama adalah lapisan tipis yang terletak dekat dengan *solid boundary* dimana pengaruh *viscous* dan rotasi tidak bisa diabaikan. Wilayah kedua adalah daerah luar dimana pengaruh *viscous* sangat kecil sehingga bisa diabaikan. Dari pernyataan tersebut dapat didefinisikan bahwa *boundary layer* merupakan lapisan tipis yang dekat dengan *solid boundary* dengan kecepatan fluida tidak seragam karena pengaruh tegangan geser akibat *viscous*.



Gambar 2.2 *Boundary layer* pada pelat datar
(Munson et al, 2002)

Dalam *boundary layer*, tegangan geser untuk aliran laminar dua dimensi *newtonian fluid* digabungkan dengan gradien kecepatan maka didapat persamaan yang dinyatakan dengan

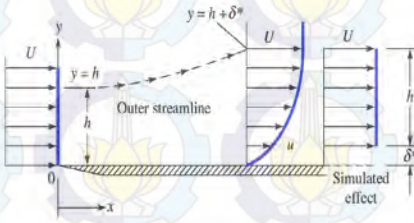
$$\tau_{yx} = \mu \frac{du}{dy} \quad (2.1)$$

Di luar daerah *viscous* persamaan Bernouli dan Euler dapat diterapkan karena pengaruh viskositas sangat kecil atau *no-slip condition*. Sedangkan di daerah *viscous*, pengaruh *boundary layer* yang disebabkan oleh viskositas sangat diperhitungkan atau daerah *slip condition*. Namun, pengaruh tekanan di dalam *boundary layer* sepanjang arah y dapat diabaikan. Sehingga penyelesaian untuk keadaan ini hanya dapat didekati dengan persamaan Navier-Stokes (Çengel and Cimbala, 2010).

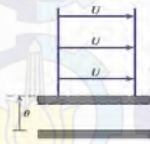
Ketebalan *boundary layer* atau *disturbance thicknes* (δ) pada jarak x sepanjang pelat datar seperti pada gambar 2.2 didefinisikan sebagai jarak dari permukaan dinding yang mana komponen kecepatan(u) paralel terhadap dinding. Besar dari kecepatan itu adalah 99 persen dari kecepatan *free stream* atau $u = 0,99U$ dan $\delta = y$ (Fox *et al*, 2010). Ketebalan *boundary layer* tidak konstan, tetapi berubah sepanjang *downstream* arah x . Pada gambar 2.2, $\delta(x)$ meningkat sepanjang jarak x . Akan tetapi pada kondisi lain seperti peningkatan akselerasi yang cepat pada aliran luar sepanjang dinding, $\delta(x)$ mengalami penurunan terhadap jarak x .

Efek kecil lainnya dari *boundary layer* adalah pergeseran dari *outer streamline*. Pada gambar 2.3, *outer streamline* terdefleksi ke arah luar dengan jarak $\delta^*(x)$ untuk memenuhi konservasi massa antara *inlet* dan *outlet*. Sehingga *disturbance thickness* menjadi $\delta = h + \delta^*$. Sedangkan δ^* disebut *displacement thickness* yang besarnya

$$\delta^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (2.3)$$



Gambar 2.3 *Displacement thickness*
Pada *boundary layer* (White, 2001)



Gambar 2.4 *Momentum thickness*
in *momentum flux*
(Fox et al, 2010).

Daerah *viscous* merupakan daerah yang mengalami defisit aliran massa dan kecepatan. Oleh karena itu disebut daerah yang mengalami defisit *momentum flux* jika dibandingkan dengan daerah *inviscid* (gambar 2.4). Defisit *momentum flux* yang terjadi adalah sesuai dengan definisi dari persamaan konservasi massa yang besarnya adalah

$$\rho \int_0^{\infty} u(U - u) dy = \rho U^2 \theta \quad (2.4)$$

Sedangkan ketebalan momentum (θ) adalah

$$\theta \approx \int_0^{\delta} \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (2.5)$$

2.3 Kajian *Total Pressure Loss*

Representasi kerugian energi akibat aliran sekunder dapat diwakili dengan besarnya *Total Pressure Loss* pada aliran yang melintasi *endwall junction*. Kerugian itu dianalisa di bagian *downstream trailing edge*. Dengan menggunakan persamaan bernoulli untuk tingkat keadaan *steady* maka didapat *genaral energy equation* sebagai berikut :

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} + gZ_{\infty} = \frac{p_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} + gZ_{(y,z)} \quad (2.6)$$

Pada daerah *inviscid* dengan $Z = Z_{\infty}$ maka persamaan 2.6 menjadi ,

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} = \frac{p_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} \quad (2.7)$$

atau,

$$p_{0\infty} = p_{0(y,z)} \quad (2.8)$$

Sedangkan daerah di dalam *boundary layer*, pengaruh *viscous* dan rotasi tidak dapat diabaikan. Maka persamaan 2.7 menjadi:

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} = \frac{p_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} + \Delta p_{0\text{ loss}} \quad (2.9)$$

atau,

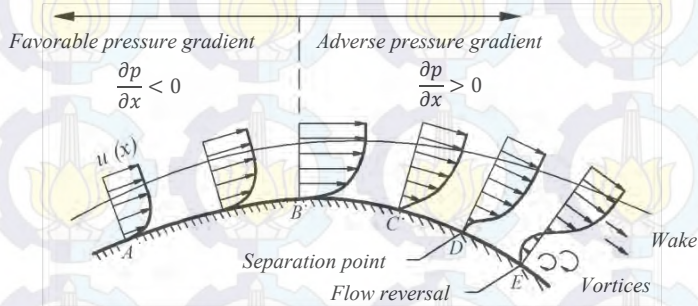
$$p_{0\infty} = p_{0(y,z)} + \Delta p_{0\text{ loss}} \quad (2.10)$$

Total kerugian energi dapat diwakili oleh *axial total pressure loss coefficient* (ζ_{axial}) sehingga persamaan 2.10 ditulis kembali menjadi,

$$\zeta_{\text{axial}} = \frac{p_{0\infty} - (p + 0,5\rho\bar{V}_{\text{axial}}^2)}{0,5\rho\bar{V}_{\infty}^2} = \frac{\Delta p_{0\text{ loss}}}{0,5\rho\bar{V}_{\infty}^2} \quad (2.10)$$

2.4 Pressure Gradient di Dalam Boundary layer Aliran Dua Dimensi

Karakteristik aliran fluida yang melintas dengan kecepatan yang seragam dan paralel pada pelat datar merupakan aliran dengan *zero gradient*. Aliran ini bergerak sepanjang lintasan dengan *zero pressure gradient* ($\frac{\partial p}{\partial x} = 0$) dan *zero velocity gradient* ($\frac{\partial u}{\partial x} = 0$). Tegangan geser pada dinding akan bernilai positif. Oleh karena itu aliran fluida pada pelat datar dengan *zero gradient* tidak akan terseparasi. Karakteristik aliran akan berbeda jika fluida yang bergerak melewati bodi melengkung. Aliran akan mengalami perubahan kecepatan. Pada gambar 2.5 aliran fluida bergerak *streamline* dari titik A ke titik B dan mengalami percepatan. Oleh karena itu *pressure gradient* mengalami penurunan ($\frac{\partial p}{\partial x} < 0$). Akibatnya jika *pressure gradient* menurun maka *velocity gradient* akan mengalami peningkatan ($\frac{\partial u}{\partial x} > 0$). Kondisi ini dinamakan dengan *favorable pressure gradient*. Aliran fluida pada daerah ini tidak akan terseparasi karena *boundary layer* yang terbentuk sangat tipis.



Gambar 2.5 Profil kecepatan pada dinding lengkung

Aliran fluida bergerak ke arah *downstream* dari B ke titik C. Pada daerah ini terjadi deselerasi kecepatan. Aliran fluida mengalami defisit energi kinetik karena peningkatan tekanan.

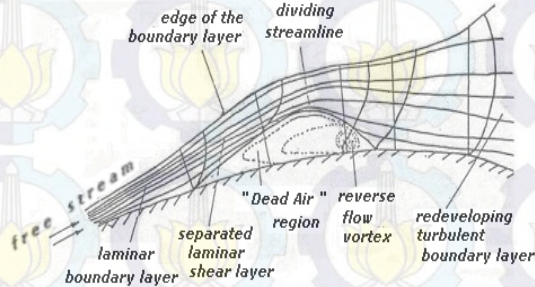
Oleh karena itu daerah ini dinamakan *adverse pressure gradient* ($\frac{\partial p}{\partial x} > 0$). Sedangkan *velocity gradient* mengalami penurunan ($\frac{\partial u}{\partial x} < 0$). Akibatnya *boundary layer* akan terus mengalami penebalan. Namun aliran fluida belum dapat terseparasi karena *adverse pressure gradient* masih lemah (tegangan geser dinding masih bernilai positif). *Adverse pressure gradient* terus menguat ke arah *downstream* (titik *D*) sehingga menyebabkan $\frac{\partial u}{\partial y} = 0$. Akibatnya tegangan geser dinding menjadi nol ($\tau_w = 0$). Titik dimana τ_w bernilai nol adalah awal mula terjadinya separasi aliran.

Adverse pressure gradient yang terlalu kuat menyebabkan aliran berbalik arah (*flow reversal*) pada titik *E* dan *boundary layer* menebal signifikan. Kekuatan *adverse pressure* menyebabkan aliran semakin tidak mampu untuk menepi ke dinding. Pada daerah ini persamaan *boundary layer* tidak dapat digunakan lagi. Aliran selanjutnya meninggalkan dinding dan membentuk *wake* dengan *pressure gradient* yang kuat.

2.5 Separasi Aliran Dua Dimensi

Aliran fluida yang melintasi pelat datar ataupun bodi lengkung dapat terseparasi terutama pada daerah *adverse pressure gradient* ($\frac{\partial p}{\partial x} > 0$). Separasi akan terjadi jika ($\frac{\partial u}{\partial y} = 0$). Tegangan geser dinding menjadi negative, karenanya terjadi *flow reversal* pada aliran yang terseparasi. *Boundary layer* menjadi terangkat akibat pengaruh ini. Aliran fluida bisa saja menepi kembali pada permukaan dinding atau tidak sama sekali. Hal ini sangat tergantung dari energi yang terkandung pada aliran. Jika energi *free stream* lebih kuat dari energi aliran yang terseparasi maka aliran dapat kembali lagi pada dinding atau *reattach*. Fenomena ini disebut dengan separasi *bubble* seperti diperlihatkan pada gambar 2.6. Sebaliknya jika energi pada aliran yang terseparasi tidak cukup kuat menghadapi *adverse pressure* maka aliran fluida tidak akan menepi kembali. Separasi ini disebut dengan separasi

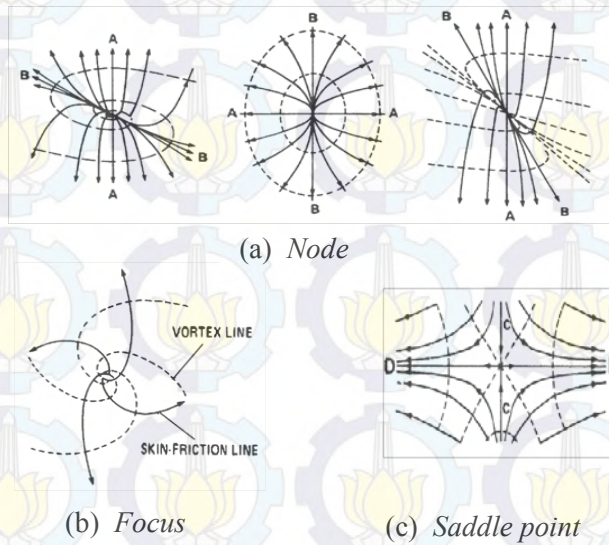
massive. Selanjutnya setelah terseparasi, aliran sepenuhnya akan menjadi turbulen yang mengakibatkan peningkatan momentum dan intensitas turbulensi aliran.



Gambar 2.6 Separasi *bubble* pada permukaan lengkung

2.6 Separasi Aliran Tiga Dimensi

Bentuk aliran yang melibatkan tiga komponen arah (x, y, z) dan dipengaruhi oleh *viscous* atau *slip condition* merupakan bentuk aliran tiga dimensi. Komponen itu bisa berupa kecepatan, percepatan ataupun tegangan. Dalam penerapannya, bentuk aliran ini menjadi sangat kompleks. Misalnya, interaksi aliran yang melalui pelat datar dan *airfoil*. Aliran terseparasi menuju daerah yang berenergi lebih rendah kemudian diikuti dengan terbentuknya *horse shoe vortex*. Merati *et al* (1991) dan Abdullah *et al* (1991) telah mendefinisikan sendiri-sendiri tentang separasi aliran tiga dimensi. Oleh karena itu sangat perlu pemahaman separasi aliran secara eksplisit. Tobak dan Peak (1979) juga telah mendefinisikan tentang separasi aliran dua dimensi dan tiga dimensi lewat topologi aliran. Penggunaan persamaan *Newtonian Fluid* tegangan geser sangat ditekankan lewat topologinya. Dalam pemahamannya, separasi aliran dapat membentuk *singular point* yang terdiri dari dua tipe utama yaitu *nodes* dan *saddle points*. Sedangkan *nodes* diklasifikasikan menjadi dua tipe yaitu *nodal point* dan *foci (focus)*. Bentuk dari *singular point* dapat dilihat pada gambar 2.7.



Gambar 2.7 Singular point (Tobak dan Peak, 1979).

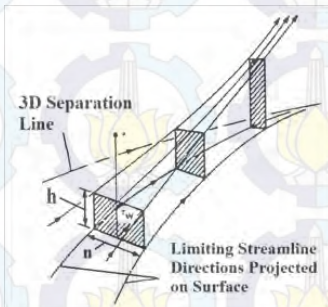
Nodal point pada gambar 2.7a adalah titik yang dilewati oleh *skin friction line* dan mempunyai garis tangensial terhadap garis BB (kecuali garis AA). *Nodal point* dari *attachment* arahnya keluar meninggalkan titik *node*. Sedangkan *nodal point* yang terbentuk akibat separasi arahnya menuju titik *node*.

Gambar 2.7b merupakan sebuah *focus* atau *foci* yang dilewati oleh semua *skin friction line* tak berhingga dan tidak mempunyai garis tangen. Semua garis tersebut tersebut akan membentuk garis spiral disekitar titik singular. Sedangkan arah garis yang datang dari *attachment* akan meninggalkan titik *focus*. Sedangkan titik *focus* terbentuk karena putaran aliran permukaan. Sebaliknya jika arah garis yang datang berasal dari separasi maka arahnya akan menuju titik *focus*.

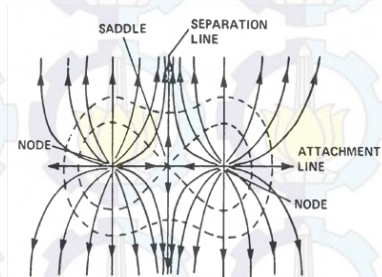
Saddle point pada gambar 2.7c adalah dua garis khusus CC dan DD yang melalui titik singular. Arah disalah satu sisi titik singular menuju garis DD sedangkan yang lain keluar

meninggalkan garis CC. Sedangkan *skin friction line* lainnya tidak menuju titik singular dan mengambil arah mengikuti arah garis khusus (CC dan DD). Dari semua pola *skin friction line* pada permukaan bodi hanya titik-titik singular yang memenuhi aturan topologi aliran dimana jumlah *nodes* setidaknya harus dua kali melampaui jumlah *saddle point*.

Dalam bentuk tiga dimensi separasi aliran dapat dilihat pada gambar 2.8a. Garis separasi terpisah karena tegangan geser pada dinding. Dengan ketinggian *limiting streamline* (h) diatas permukaan dinding. Kemudian meningkat dengan cepat memisahkan garis separasi. Jika ketinggian h menjadi nol maka tegangan geser τ_w pada dinding menjadi nol oleh karena itu terbentuk *saddle point*. Selanjutnya jarak antara kedua *limiting streamline* (n) bergeser dengan cepat dan berkumpul ke arah garis separasi. Garis yang berlawanan dengan garis separasi itu disebut *attachment line* (gambar 2.8b).



(a) *Limiting streamline*

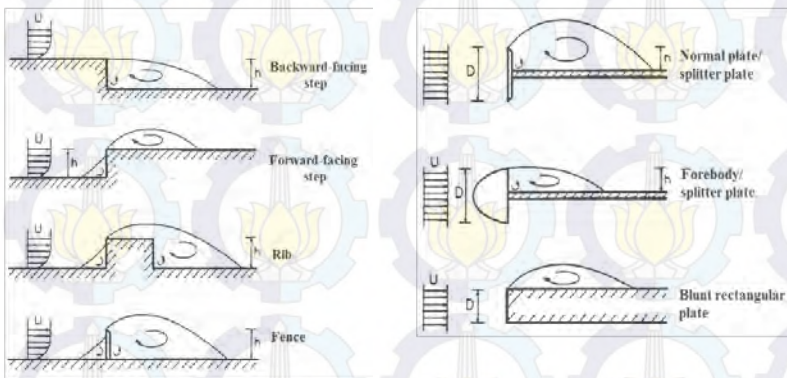


(b) *Separation line dan Attachment line*

Gambar 2.8 Separasi aliran tiga dimensi (Tobak dan Peak, 1979)

2.7 Kajian *Turbulent Generator (Turbulator)* pada Aliran Eksternal

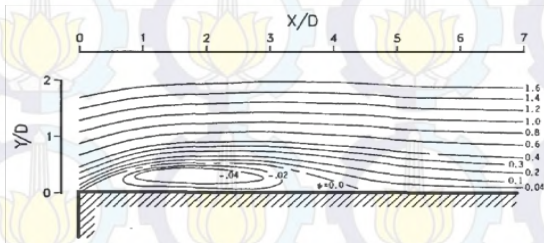
Dalam lingkup aliran eksternal banyak cara yang dilakukan untuk mempercepat transisi aliran dari laminar menjadi turbulen. Misalnya dengan penggunaan *backward facing step (BFS)*, *forward facing step (FFST)*, *rib*, *fence* dan lain sebagainya. Beberapa model *turbulator* itu dapat dilihat pada gambar 2.9.



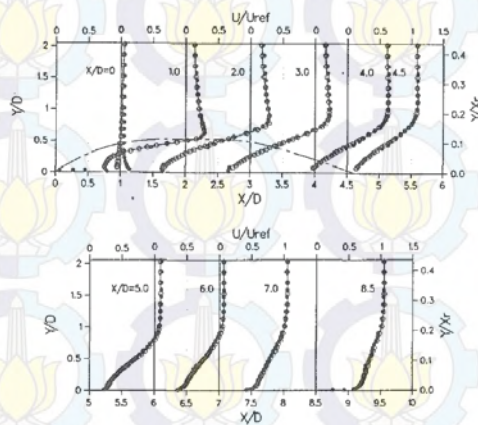
Gambar 2.9 Beberapa contoh *turbulent generator* (Djilali dan Gartshore, 1991)

Sebagai contoh, Djilali dan Garsthore (1991) meneliti secara eksperimen tentang aliran turbulen disekitar *bluff renetangular plate (BRP)*. *BRP* diletakan pada terowongan angin dengan kecepatan *freestream* diatur antara 4-15 m/s. Sedangkan profil kecepatan disepanjang pelat diukur menggunakan *pulsed-wire anemometer probe*. Hasilnya tampak pada gambar 2.10 dan 2.11. Pada gambar 2.10, separasi *bubble* terbentuk tepat setelah *step*. Sedangkan rata-rata medan aliran di dalam *bubble* sulit untuk ditetapkan dengan akurat. Namun di dalam *bubble*, Djilali dan Garsthore menemukan kecepatan *flow reversal* sebesar 30 persen dari kecepatan *freestream*, selebihnya adalah 60 persen di dalam *bubble*. Pada gambar 2.11, profil kecepatan terlihat mulai

meningkat setelah fluida terseparasi. Peningkatan kecepatan terus berlanjut setelah aliran fluida *reattach* pada dinding. Hal ini dapat disimpulkan bahwa terbentuknya *bubble* dapat meningkatkan momentum aliran.



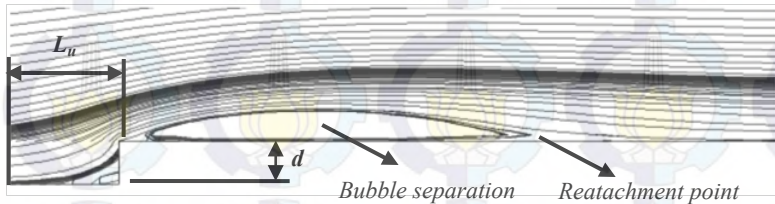
Gambar 2.10 Struktur *streamline* pada *bluff rectangular plate* (Djilali dan Gartshore, 1991)



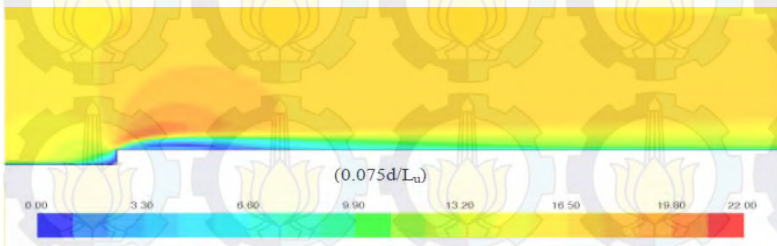
Gambar 2.11 Profil kecepatan aliran sepanjang *bluff rectangular plate* (Djilali dan Gartshore, 1991).

Sutrisno dkk. (2012) juga mengkaji fenomena separasi *bubble*. Jenis *turbulent generator* yang digunakan yaitu *forward facing step turbulator (FFST)*. Aliran *freestream* diatur dengan bilangan Reynolds $Re = 10^3$. Efektifitas *FFST* dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yaitu d/Lu . Dengan d adalah ketebalan

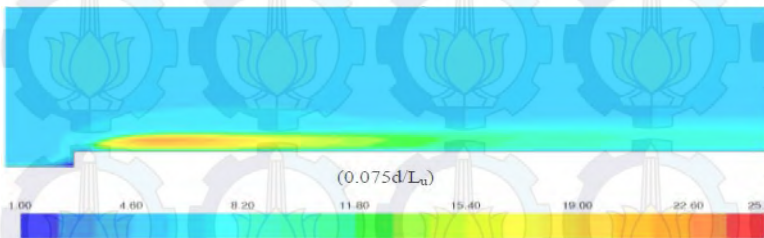
$FFST$ sedangkan L_u adalah jarak antara *inlet flow* dengan $FFST$. Aliran yang melintasi $FFST$ akan terseparasi dan membentuk *bubble* tepat setelah *step* (gambar 2.12). *Bubble* ini fungsinya dapat mempercepat transisi aliran dari laminar menjadi turbulen. Hasil simulasi didapatkan bahwa dimensi $FFST$ dengan ketebalan $0,075d/L_u$ merupakan dimensi $FFST$ dengan kinerja terbaik.



Gambar 2.12 Struktur *streamline* pada $FFST$
(Sutrisno dkk., 2012)

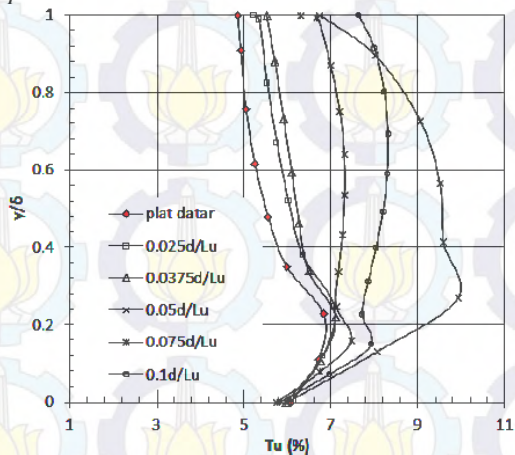


Gambar 2.13 Kontur kecepatan (m/s), (Sutrisno dkk., 2012)



Gambar 2.14 Kontur intensitas turbulensi (I) (%)
(Sutrisno dkk., 2012)

Gambar 2.13 merupakan kontur kecepatan *FFST* dengan ketebalan $0,075d/L_u$. Tampak pada gambar kecepatan terendah berada disekitar *step* dan *bubble* dengan warna biru tua. Hal ini terjadi karena tepat sebelum dan setelah *step* terbentuk *bubble* yang menyebabkan aliran terjebak kemudian berputar. Sedangkan diatas *bubble* kecepatan aliran fluida terlihat meningkat signifikan. Peningkatan kecepatan aliran fluida terlihat lebih stabil setelah aliran *reattachment* pada dinding. Tinjauan intensitas turbulensi *FFST* dapat dilihat pada gambar 2.14. Pada daerah sekitar *bubble* terlihat peningkatan intensitas turbulensi yang paling tinggi. Sedangkan setelah *reattachment* intensitas turbulensi terlihat lebih turun. Namun masih lebih kuat ketika sebelum *step*.



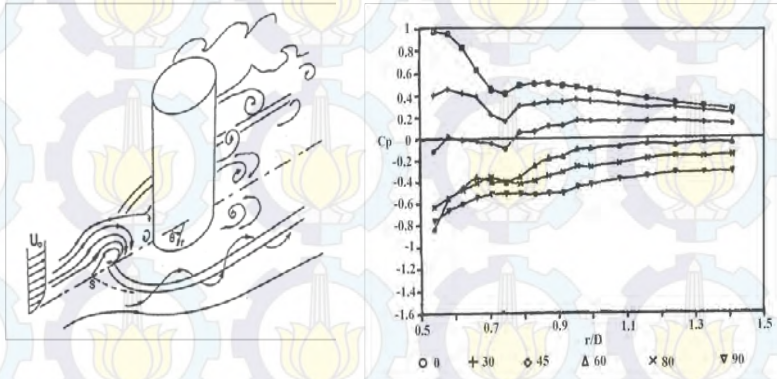
Gambar 2.15. Profil intensitas turbulensi pada jarak $x=4L_u$ (Sutrisno dkk., 2012).

Profil intensitas turbulensi pada jarak $x=4L_u$ diperlihatkan pada gambar 2.15. Tampak pada gambar 2.15, profil intensitas turbulensi pada plat datar memiliki harga yang lebih rendah dari pada dengan penambahan *FFST*. *FFST* dengan ketebalan $0,075d/L_u$ memiliki harga intensitas turbulensi yang paling besar di dalam *boundary layer* yaitu 9,8% pada jarak $y/\delta=0,3$.

Sedangkan pada jarak $y/\delta=1$, harga intensitas turbulensi menurun menjadi 7%. Oleh karena itu, penggunaan *FFST* dapat meningkatkan intensitas turbulensi aliran. Dengan demikian *FFST* dengan ketebalan $0,075d/L_u$ akan ditambahkan pada *endwall* untuk meningkatkan intensitas turbulensi aliran di depan *leading edge*.

2.8 Interaksi Aliran Melalui *Endwall Junction*

Agui dan Andreopoulos (1990) melakukan eksperimen mengenai *boundary layer* aliran tiga dimensi disekitar bodi *elips*. Metodenya adalah dengan mengukur tekanan aliran fluida saat bilangan *Reynolds* = $2,2 \times 10^5$. Skema aliran fluida diperlihatkan pada gambar 2.16a. Pengukuran dilakukan dalam variasi posisi radial dengan sudut yang berbeda pada pelat datar. Hasilnya pada gambar 2.16b tidak ditemukan *adverse pressure gradient* di daerah dengan sudut θ lebih dari 45° . Pengurangan *adverse pressure* ini merupakan indikasi yang paling memungkinkan bahwa separasi aliran pada pelat datar dibatasi dan tidak diperluas hingga ke *downstream*. Sedangkan rata-rata titik separasi ditemukan berada diposisi 0,82 dari diameter *upstream*. Hal ini menurut penelitian yang dilakukan oleh Denvenport dan Simpson (1990) terjadi karena pada bagian *upstream* disekitar titik separasi, rata-rata kecepatan dan profil tegangan turbulensi yang datang dari *spanwise boundary layer* bertemu dengan *adverse pressure gradient*. Sehingga menyebabkan aliran terpisah tiga dimensi. Sedangkan garis separasi ditandai dengan terbentuknya *horse shoe vortex*.

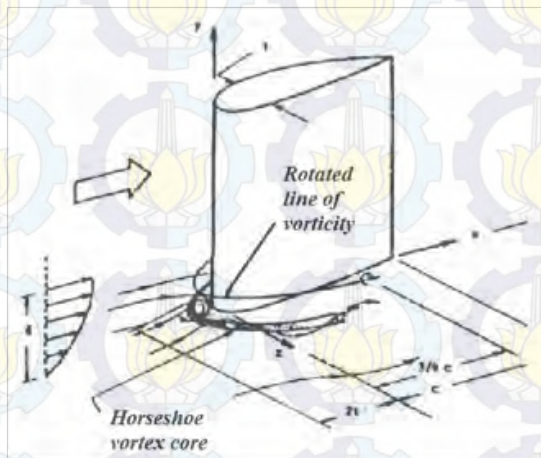


(a) Skema aliran fluida

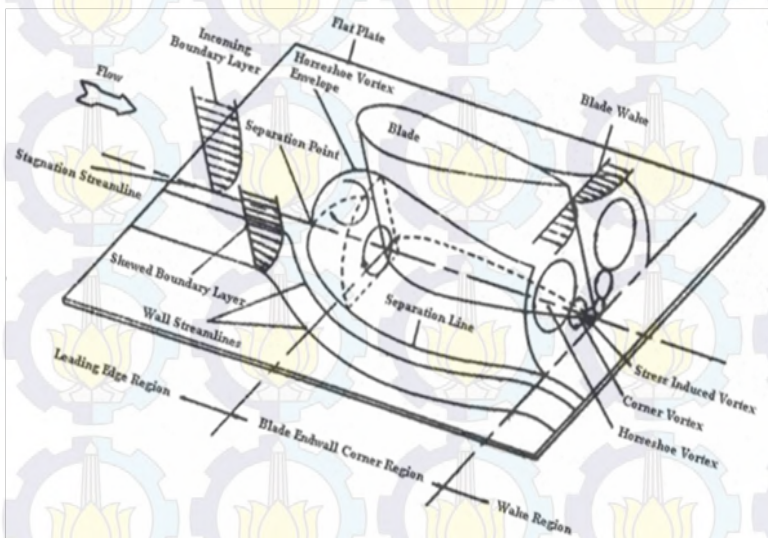
(b) Distribusi tekanan pada pelat datar untuk $0 \leq \theta \leq 90$

Gambar 2.16 Skema aliran dan hasil penelitian Agui dan Andreopoulos (1990)

Fenomena aliran tiga dimensi juga diteliti oleh Merati *et al* (1991). Pada *airfoil* NACA 0020, *turbulent boundary layer* ditemukan berkembang penuh pada pelat datar dengan ketebalan 1,07 kali dari maksimum ketebalan *airfoil* saat bilangan *Reynolds* $3,07 \times 10^5$. Aliran selanjutnya membentuk formasi *streamwise root vortex* pada *trails downstream* (gambar 2.17). Sedangkan Abdullah *et al* (1991) pada *airfoil* NACA 65-015 menemukan bahwa *boundary layer* mengalami kemiringan (*skewed boundary layer*) saat mendekati *leading edge* (gambar 2.18). Namun, tegangan geser lokal pada dinding pelat meningkat signifikan pada daerah yang menutup permukaan *blade* dibandingkan dengan daerah yang jauh dari nilai *upstream*. Sedangkan distribusinya juga tidak sama pada permukaan pelat datar. Formasi aliran juga tetap menghasilkan *single horse shoe vortex*.

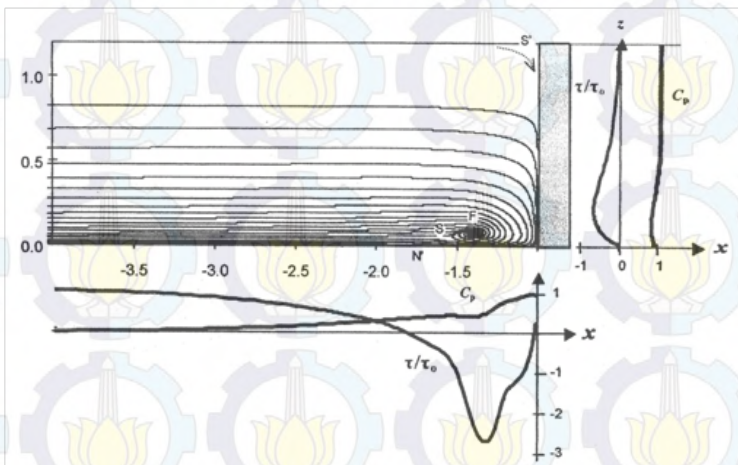


Gambar 2.17 Formasi *horse shoe vortex* (Merati *et al*, 1991).

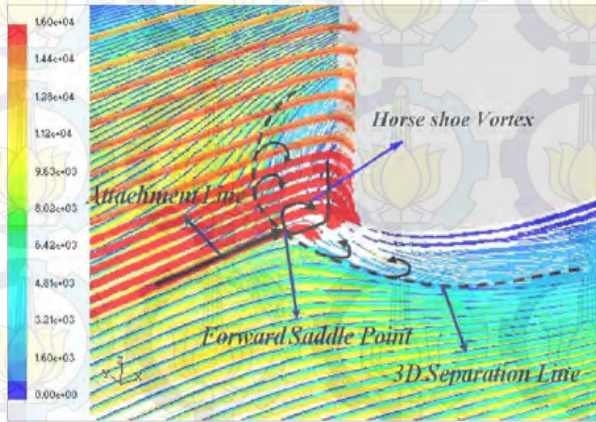


Gambar 2.18 Formasi *horse shoe vortex* (Abdulla *et al*, 1991).

Terbentuknya *horse shoe vortex* juga diteliti oleh Ballio *et al* (1998). *Horse shoe vortex* yang terbentuk juga sama seperti yang dikemukakan Denvenport dan Simpson. Namun, Ballio mendiskripsikannya pada pola *streamline*, koefisien tegangan ($\frac{\tau}{\tau_0}$) serta koefisien tekanan (C_p) di depan bodi simetris. Tampak pada gambar 2.19, $\frac{\tau}{\tau_0}$ menurun sepanjang arah x . Titik *saddle* (S) terbentuk sesaat tegangan geser bernilai nol kemudian bernilai negatif setelah melewati titik *saddle* (S). Sedangkan titik *focus* (F) terbentuk karena *streamlines* berpusar lebih kuat di depan bodi simetris. Selanjutnya distribusi koefisien tekanan (C_p) terlihat meningkat sepanjang arah x . Dalam arah z , tampak $\frac{\tau}{\tau_0}$ meningkat saat jarak $x = 0$ sedangkan C_p meningkat saat jarak $x = 1$. Dengan demikian dapat diketahui bahwa separasi aliran tiga dimensi tidak hanya disebabkan oleh kekuatan *adverse pressure gradient* namun juga disebabkan karena *friction force* dan kekuatan momentum di depan *leading edge*.



Gambar 2.19 *Streamlines* dan koefisien tegangan pada bodi simetris (Ballio *et al*, 1998).

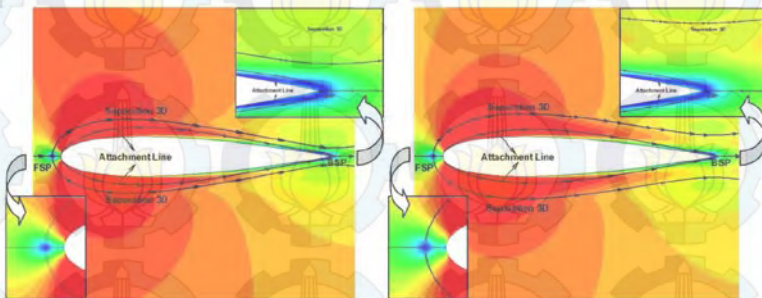


Gambar 2.20 Struktur *horse shoe vortex* di depan *leading edge* (Sasongko dan Mirmanto, 2008)

Fenomena aliran sekunder menurut Denvenport dan Simpson, Ballio *et al*, dipertegas oleh Sasongko dan Mirmanto (2008). Pada gambar 2.20, aliran sekunder terbentuk dari aliran yang berada dekat dengan dinding dan mempunyai momentum rendah. Kemudian mendekati *leading edge*. Dilain sisi, aliran dengan momentum lebih tinggi yang berada jauh diatas permukaan *endwall* menuju *airfoil* hingga stagnasi di *leading edge*. Kemudian terseparasi tiga dimensi ke arah *upper side*, *lower side* dan ke permukaan *endwall*. Sehingga bertemu dengan aliran yang mempunyai momentum rendah. Pertemuan dua *attachment line* arah aliran itu kemudian membentuk satu titik percabangan. Titik percabangan itu disebut dengan *forward saddle point*. Adanya *forward saddle point* manandai awal mula terjadinya separasi aliran tiga dimensi di permukaan *endwall*. Separasi aliran diikuti dengan terbentuknya *vortex*. *Vortex* itu bergerak *roll-up* dan menyelimuti permukaan bodi. Pergerakan *vortex* tersebut meninggalkan jejak yang mirip sepatu kuda. Sehingga disebut *horse shoe vortex*.

Selanjutnya untuk mengatasi kerugian energi tersebut Sasongko dkk. (2012) menambahkan *FFST* di depan *leading edge* NACA 0015. Rancangan *FFST* yang digunakan mengacu pada penelitian yang dilakukan oleh Sutrisno dkk. (2012). *FFST* yang digunakan mempunyai kedalaman sebesar $0,075d/L_u$ atau $d=4\%C$. *Bubble* yang terbentuk setelah *step* dibutuhkan agar terjadi peningkatan intensitas turbulensi aliran sebelum mendekati *airfoil*. Kekuatan intensitas turbulensi ini diperlukan untuk melawan kekuatan *adverse pressure*, gaya friksi dan momentum di depan *leading edge*. Sehingga *forward saddle point* dapat bergeser lebih jauh dari *leading edge*.

Hasil penelitian yang dilakukan oleh Sasongko dkk. (2012) dapat dilihat pada gambar 2.21. Aliran diawali dengan terbentuknya *forward saddle point* (*FSP*) di depan *leading edge* lalu terseparasi tiga dimensi ke arah *upper side* dan *lower side*. Pada gambar 2.21a, garis separasi tiga dimensi lebih berimpit dengan bodi *airfoil* dibandingkan dengan penggunaan *FFST* (gambar 2.21b). Sedangkan *attachment line* dari *leading edge* sedikit membuka terhadap permukaan bodi *airfoil*. *Attachment line* selanjutnya membentuk *backward saddle point* (*BSP*) di belakang *trailing edge*.



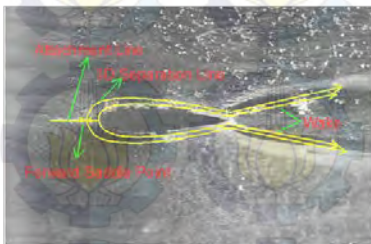
(a) Tanpa *FFST*

(b) Dengan *FFST*

Gambar 2.21 Distribusi kecepatan dan detail topologi aliran
(Sasongko dkk.,2012)

Pengaruh penggunaan *FFST* pada gambar 2.21b adalah *forward saddle point (FSP)* sedikit bergeser menjauhi *leading edge*. *Separation line 3D* lebih terbuka dari kontur bodi. Sehingga energi dari *freestream* mampu masuk lebih banyak ke dalam lingkup *horse shoe vortex* dan memberikan tambahan energi. Oleh sebab itu hambatan aliran menjadi berkurang di bagian *downstream trailing edge*. Hasilnya adalah penambahan *FFST* dapat mereduksi kerugian energi hingga 5,4% (Sasongko dkk.,2012).

Selanjutnya, Mirmanto *et al* (2014) membuktikan hasil penelitian Sasongko dengan teknik *oil flow visualization (OFV)*. Topologi aliran juga diperkuat dari hasil eksperimen yang dilakukan oleh Cahyono (2013). Hasilnya relatif sama dengan struktur aliran yang di kemukakan oleh Sasongko dkk. (2012). Pada gambar 2.22b, *wake* yang terbentuk lebih sempit dari pada tanpa *FFST* (gambar 2.22a). Hal ini mengindikasikan bahwa *blockage effect* dapat dikurangi dengan penggunaan *FFST*. Hal serupa juga tampak pada gambar 2.23, penggunaan *FFST* pada gambar 2.23b terbukti dapat membuat *forward saddle point* bergeser menjauhi *leading edge*. *Separation line 3D* juga terlihat lebih membuka dari kontur bodi



(a) Tanpa *FFST*

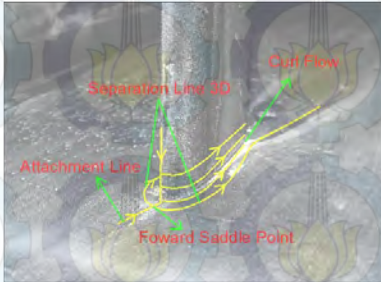


(b) Dengan *FFST*

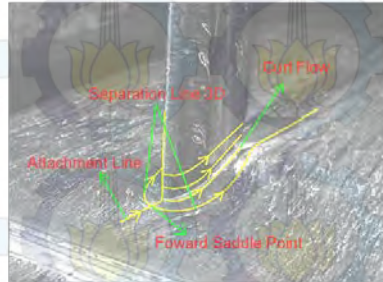
Gambar 2.22 Perbandingan *OFV* hasil eksperimen tanpa dan dengan *FFST* (Mirmanto *et al*, 2014).

Hal ini disebabkan karena energi yang lebih besar berupa intensitas turbulensi aliran yang dibangkitkan oleh *FFST*

membuat *forward saddle point* bergeser menjauhi *leading edge*. Sehingga *separation line* 3D lebih terbuka dari dinding *airfoil*.



(a) Tanpa *FFST*

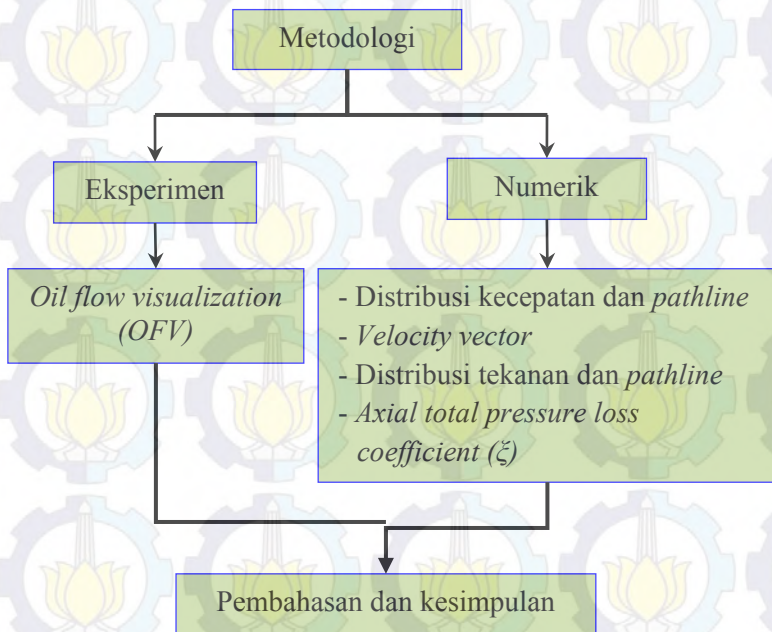


(b) Dengan *FFST*

Gambar 2.23 *OFV* dan Topologi aliran di depan *leading edge* (Cahyono, 2013).

BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan dengan eksperimen kemudian dipertegas dengan pemodelan numerik. Pada gambar 3.1 diperlihatkan alur metodologi penelitian. Melalui eksperimen, karakteristik struktur aliran diperoleh dengan *oil flow visualization (OFV)*. Sedangkan pemodelan numerik menggunakan perangkat lunak *Fluent 6.3.26*. Hasil pemodelan numerik yaitu berupa distribusi kecepatan, *pathline*, *velocity vector*, distribusi tekanan serta *axial iso total pressure loss coefficient*. Kemudian *OFV* hasil eksperimen maupun hasil pemodelan numerik dibahas lalu disimpulkan.



Gambar 3.1 Alur metodologi penelitian

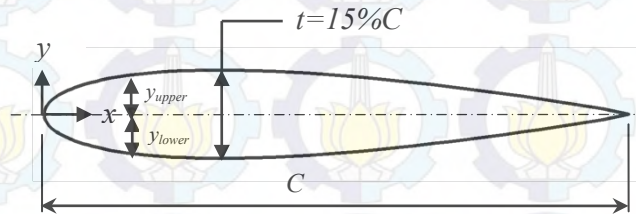
3.1 Metodologi Eksperimen

Penelitian ini dititik beratkan pada pengamatan karakteristik struktur aliran tiga dimensi pada daerah interaksi *airfoil* NACA 0015 dengan pelat datar (*endwall*) baik menggunakan *forward facing step turburator* (FFST) maupun tanpa FFST. Pada *endwall*, *airfoil* diatur dengan sudut serang atau *angle of attack* (α) tetap yaitu $\alpha = 0$. Sedangkan jarak FFST terhadap *leading edge* (L) divariasikan yaitu, $L=4/12C$, $8/12C$, $12/12C$, $16/12C$ dan $20/12C$. Melalui OFV, model uji diolesi bubuk *titanium dioksida* (TiO_2) yang dicampur dengan minyak kelapa dan kerosine dengan perbandingan 1:5:4. Selanjutnya model uji diletakan di bagian *test section* pada *wind tunnel*. Parameter seperti bilangan *Reynolds* diatur $Re_c = 1,5 \times 10^5$. Parameter lain seperti masa jenis fluida, viskositas dinamik disesuaikan dengan temperatur udara yang masuk ke dalam *wind tunnel*. Sehingga, dari persamaan bilangan *Reynolds* diperoleh kecepatan fluida sebesar $U_\infty = 20$ m/s. Untuk memendapatkan kecepatan tersebut, maka pada *test section* dibutuhkan tekanan dinamik yaitu selisih tekanan stagnasi dan tekanan statis yang diukur dengan *pitot static tube*. Selanjutnya tekanan dinamik direkayasa dengan putaran motor agar kecepatan yang diinginkan tercapai. Setelah tercapai, maka jejak aliran yang diinginkan mulai tampak. Fenomena ini dikenal dengan *skin friction lines* atau *shear stress lines*. Hasil jejak aliran selanjutnya dipotret untuk analisa OFV.

3.1.1 Model Uji

Profil *airfoil* NACA 0015 diperlihatkan pada gambar 3.2. *Airfoil* ini mempunyai *chord length* $C = 120$ mm dengan ketebalan maksimum $t=15\%C$. Jarak antara *chord* dengan *upper side* disebut y_{upper} . Sedangkan jarak antara *chord* dengan *lower side* disebut y_{lower} . Selanjutnya, koordinat *airfoil* NACA 0015 diperoleh dari persamaan 2.1 dan ditabelkan pada tabel 3.1. Tampak pada tabel 3.1, jarak setengah ketebalan maksimum *airfoil* $y_{upper} = 9,00$ mm terletak pada jarak $x = 35$ mm. Dalam

perhitungan persamaan 2.1, jarak $x = 120$ mm dihasilkan ketebalan $y_{upper} = 0,19$ mm. Sesuai persamaan 2.1, ketebalan *airfoil* bernilai nol saat jarak $x = 121,07$ mm. Akan tetapi *roundness error* pada $y_{upper} = 0,19$ mm dapat dibulatkan ke nol. Oleh karena itu *chord length* diambil 120 mm.



Gambar 3.2 Profil simetri *airfoil* NACA 0015

Keterangan:

y_{upper} = Jarak antara *chord* terhadap *upper side*

y_{lower} = Jarak antara *chord* terhadap *lower side*

C = *Chord length* = 120 mm.

t = Ketebalan maksimum simetri *airfoil*. $t = 15\%C = 18$ mm.

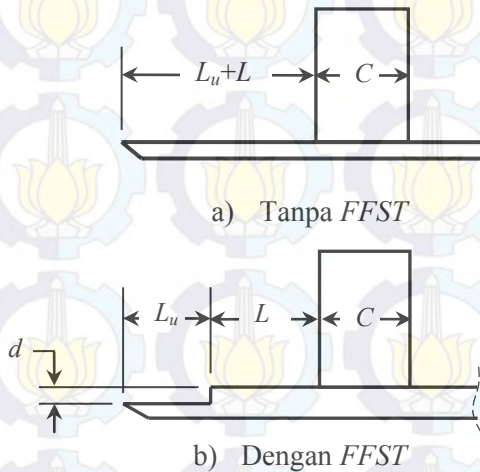
Tabel 3.1 Koordinat *Airfoil* NACA 0015 dalam mm.

x	y_{upper}	y_{lower}	x	y_{upper}	y_{lower}	x	y_{upper}	y_{lower}
0	0	0	2	3.25	-3.25	16	7.74	-7.74
0.3	1.31	-1.31	3	3.92	-3.92	18	8.02	-8.02
0.6	1.83	-1.83	6	5.33	-5.33	24	8.61	-8.61
0.9	2.23	-2.23	9	6.30	-6.30	30	8.91	-8.91

Tabel 3.1 (sambungan) Koordinat *Airfoil* NACA 0015 dalam mm.

x	y_{upper}	y_{lower}	x	y_{upper}	y_{lower}	x	y_{upper}	y_{lower}
42	8.92	-8.92	70	7.05	-7.05	96	3.93	-3.93
48	8.70	-8.70	76	6.42	-6.42	104	2.78	-2.78
54	8.37	-8.37	80	5.97	-5.97	108	2.17	-2.17
60	7.94	-7.94	84	5.50	-5.50	114	1.21	-1.21
66	7.43	-7.43	90	4.74	-4.74	120	0.19	-0.19

Sketsa model uji diperlihatkan pada gambar 3.3. Pada gambar 3.3a dan gambar 3.3b, *endwall* yang digunakan yaitu tanpa *FFST* dan dengan *FFST*. Sedangkan model *FFST* yang digunakan mengacu pada penelitian yang dilakukan oleh Sutrisno dkk. (2012). Nilai dari ketebalan *FFST* yang digunakan adalah $d=4\%C$ atau $0.075d/L_u$. Dengan d adalah ketebalan dari *FFST* yaitu $d=4.8$ mm. Sedangkan L_u adalah jarak antara aliran masuk dengan *FFST* yaitu $L_u=64$ mm. Selanjutnya, *airfoil* dipasang pada *endwall* dengan variasi jarak (L) di depan *leading edge*. Variasi jarak tersebut diperlihatkan pada tabel 3.2.



Gambar 3.3 Sketsa model uji

Keterangan:

d = Ketebalan *FFST* = 4,8 mm.

L_u = Jarak *inlet flow* terhadap *FFST* = 64 mm.

L = Jarak *FFST* terhadap *leading edge* $L=4/12C$, $8/12C$, $12/12C$, $16/12C$ dan $20/12C$.

Tabel 3.2 Variasi jarak *FFST* terhadap *leading edge*.

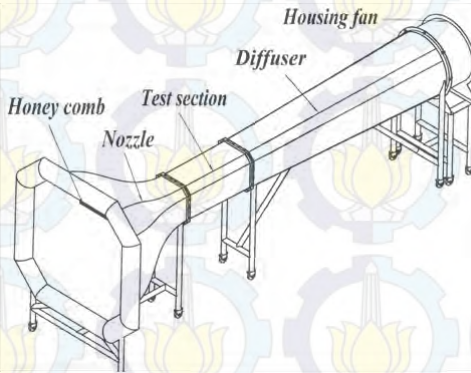
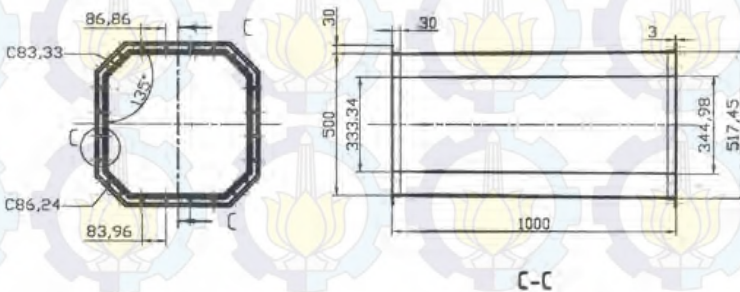
No.	L (mm)	C (mm)	L_u (mm)	d (mm)
1	40	120	64	4,8
2	80	120	64	4,8
3	120	120	64	4,8
4	160	120	64	4,8
5	200	120	64	4,8

3.1.2 Peralatan Eksperimen

Peralatan-peralatan yang digunakan dalam eksperimen ini adalah:

1. *Wind tunnel*

Wind tunnel yang digunakan merupakan jenis *subsonic open circuit* (gambar 3.4). Jenis *wind tunnel* ini mengalirkan udara dengan harga *mach number* kurang dari satu ($M_a < 1$). Udara pada saluran digerakan oleh kipas yang terletak pada *housing fan*. Kecepatan putaran motor digunakan untuk mengatur kecepatan *freestream* udara di dalam terowongan. Udara tersebut dihisap dan masuk ke dalam nozel melalui *honey comb*. Selanjutnya diteruskan ke dalam *test section* dan dibuang ke udara bebas melalui *diffuser*.

Gambar 3.4. Skema *wind tunnel*Gambar 3.5. Dimensi *test section* (mm).

Test section pada *wind tunnel* berbentuk persegi panjang dengan ukuran lebar dan tinggi 500 mm dan panjang 1000 mm. Dimensi *test section* diperlihatkan pada gambar 3.5. Di bagian *upstream test section* terdapat nozel yang dirancang agar aliran udara yang melewati *test section* tetap *subsonic* ($M_a < 1$). Sedangkan dibagian *downstream test section* dihubungkan dengan *diffuser*. Motor yang di letakan dibagian *downstream diffuser* digunakan untuk memutar kipas dengan putaran maksimum sebesar 1400 rpm.

2. Pitot static tube dan inclined manometer

Pitot static tube dan *inclined manometer* yang digunakan diperlihatkan pada gambar 3.6 dan gambar 3.7. *Inclined manometer* ini menggunakan sudut kemiringan $\theta = 15^\circ$ dengan fluida kerja yaitu *kerosene*. Pergeseran fluida yang terbaca pada *inclined manometer* diperlukan untuk menghitung tekanan dinamik pada *center test section*. Ilustrasi pengukuran tekanan menghitung diperlihatkan pada gambar 3.8. Selanjutnya, kecepatan *freestream* dihitung dengan persamaan Bernoulli seperti berikut.

$$p_0 - p = 0,5\rho_{udara}U_\infty^2 \quad (3.1)$$

atau,

$$U_\infty = \left(\frac{2(p_0 - p)}{\rho_{udara}} \right)^{0,5} \quad (3.2)$$

Persamaan Pascal untuk cairan kerosin berlaku untuk *inclined manometer*, maka persamaan tekanan dinamik menjadi,

$$p_0 - p = \rho_{kerosene} g \Delta H \quad (3.3)$$

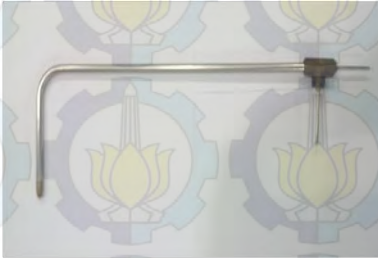
Oleh karena pergeseran *kerosene* yang terbaca pada *inclined manometer* diukur sebelum terjadi pergeseran dan setelah terjadi pergeseran, maka selisih pergeseran tersebut dinyatakan dengan ΔL . Sehingga selisih ketinggian yang terbaca adalah

$$\Delta H = 2 \Delta L \sin(\theta)$$

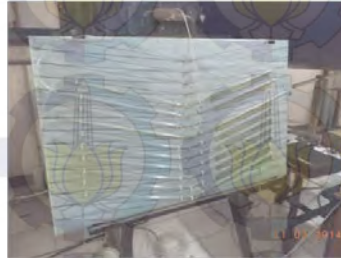
Sehingga persamaan 3.2 menjadi,

$$U_\infty = \left(\frac{4\rho_{kerosene} g \Delta L \sin(15^\circ)}{\rho_{udara}} \right)^{0,5} \quad (3.4)$$

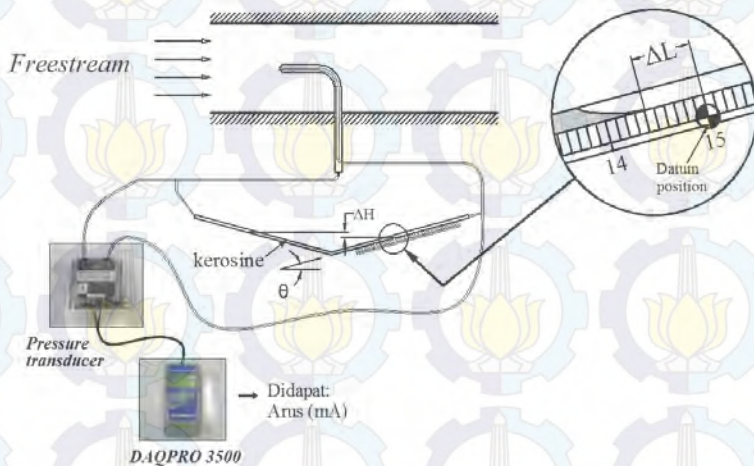
Persamaan 3.4 adalah persamaan yang digunakan untuk mencari kecepatan *freestream* udara yang melalui *test section*.



Gambar 3.6 Pitot static tube



Gambar 3.7 Inclined manometer

Gambar 3.8 Ilustrasi pengukuran tekanan dengan *inclined manometer*, *pressure transducer* dan *DAQPRO*.

5. Pressure transducer dan DAQPRO

Pressure transducer yang digunakan dapat dilihat pada gambar 3.9a. Pressure transducer ini merupakan jenis PX655-05BDI. Rentang tekanan yang dapat diterima oleh pressure transducer yaitu ± 5 inch water column atau $\pm 1,245$ kpa. Tekanan tersebut diperoleh dari tekanan dinamik yang diukur melalui *pitot static tube*. Sedangkan rentang arus yang dikeluarkan yaitu antara

4-20 mA. Kemudian besaran arus tersebut dikirim ke DAQPRO. DAQPRO yang digunakan merupakan jenis OM-DAQPRO-3500. Jenis DAQPRO dapat dilihat pada gambar 3.9b. Selanjutnya keluaran dari DAQPRO ditampilkan per satuan detik dalam besaran arus listrik. Instalasi pressure transducer dan DAQPRO dapat dilihat pada gambar 3.6.



a) Pressure transducer

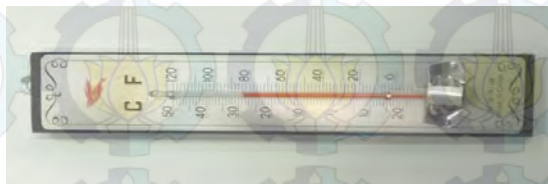


b) DAQPRO

Gambar 3.9 Pressure transducer dan DAQPRO

4. Termometer

Termometer adalah alat ukur yang digunakan untuk mengukur temperatur ruangan pengujian. Temperatur sangat berpengaruh terhadap perubahan sifat fluida diantaranya massa jenis dan viskositas fluida. Oleh karena itu nilai temperatur dicatat setiap kali pengambilan data. Gambar termometer yang digunakan dapat dilihat pada gambar 3.10. Rentang temperatur yang dapat dibaca yaitu antara 20°C - 50°C dengan ketelitian pembacaan sebesar 1°C .



Gambar 3.10 Termometer ruangan

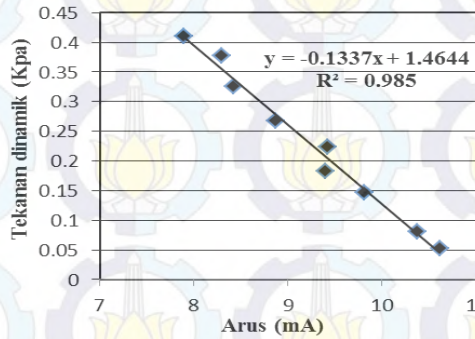
6. Kamera Digital

Kamera digital digunakan untuk pengambilan gambar jejak aliran pada permukaan dinding uji. Pengambilan gambar dilakukan pada posisi tampak atas *airfoil* (koordinat (x,y)). Hasilnya ditampilkan untuk mengetahui karakteristik aliran yang tampak pada *endwall*. Kemudian dibandingkan dengan hasil pemodelan numerik.

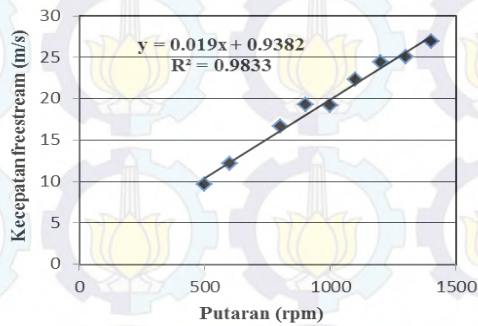
3.1.3 Kalibrasi *Wind Tunnel*

Kalibrasi *wind tunnel* dilakukan untuk mengetahui variasi putaran motor terhadap kecepatan *freestream* pada *test section*. Parameter yang dibutuhkan untuk mendapatkan kecepatan *freestream* adalah temperatur ruang dan putaran motor. Putaran motor divariasikan mulai dari 500 rpm hingga 1400 rpm. Data yang dihasilkan untuk setiap putaran berupa tekanan dinamik. Selanjutnya kecepatan *freestream* ditentukan dengan persamaan 3.4.

Peralatan kalibrasi *wind tunnel* diantaranya yaitu *pressure transducer* dan DAQPRO. Parameter yang digunakan sama seperti pada *inclined manometer*. Namun, pada *pressure transducer* keluarannya adalah besaran arus listrik. Pada DAQPRO jumlah data untuk setiap putaran motor diatur selama 10 detik dengan jumlah data yang terekam sebanyak 5000 data. Data tersebut selanjutnya dirata-rata untuk mencari persamaan antara arus listrik terhadap perubahan tekanan yang dihitung dengan *inclined manometer*. Hasilnya berupa persamaan arus pada gambar 3.11. Persamaan arus tersebut digunakan untuk mencari tekanan dinamik yang terukur pada *pressure transducer*. Selanjutnya, kecepatan *freestream* ditentukan dengan persamaan 3.2. Dalam bentuk linear, persamaan kecepatan *freestream* dapat dilihat pada gambar 3.12. Persamaan tersebut digunakan untuk menentukan kecepatan putaran motor atau *fan* yang terletak pada *diffuser*. Selanjutnya, dari persamaan kecepatan *freestream*, untuk $U_{\infty} = 20 \text{ m/s}$ didapat besar putaran motor = 1003 rpm.



Gambar 3.11 Grafik persamaan tekanan dinamik



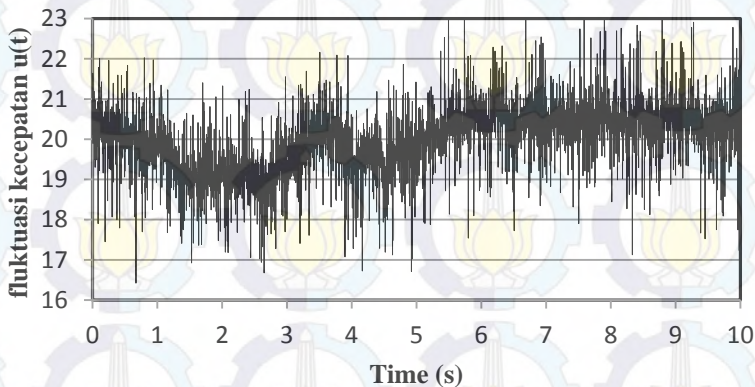
Gambar 3.12 Grafik persamaan kecepatan *freestream*

Intensitas turbulensi aliran (I) ditentukan oleh kecepatan fluktuasi aliran $u(t)$. Tekanan dinamik yang didapat dari persamaan arus digunakan untuk menghitung kecepatan fluktuasi aliran. Kemudian, harga intensitas turbulensi dihitung dengan persamaan berikut:

$$u' = \bar{u} \pm u(t) \quad (3.5)$$

$$I = \frac{\sqrt{u'^2}}{\bar{u}} \quad (3.6)$$

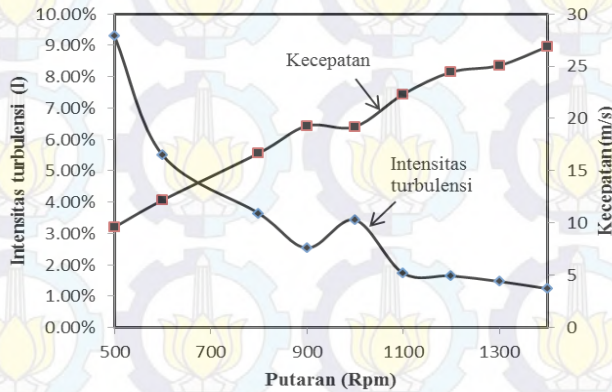
Dengan u' adalah kecepatan fluktuasi aliran. Sedangkan \bar{u} adalah rata-rata kecepatan aliran. Gambar 3.13 adalah grafik fluktuasi kecepatan aliran dengan bilangan *reynolds* $Re_c = 1,5 \times 10^5$. Grafik tersebut memiliki standar deviasi sebesar 0,808 dengan *level* intensitas turbulensi sebesar $I = 3,26\%$. Selanjutnya, harga intensitas turbulensi tersebut digunakan sebagai masukan pada pemodelan numerik.



Gambar 3.13 Grafik fluktuasi kecepatan aliran fluida

Menurut Cebeci dan Smith (1974, p.13) bila level intensitas turbulensi lebih dari 1% maka dikategorikan dalam *wind tunnel* buruk, 0,2-0,4% dikategorikan dalam *wind tunnel* baik (tanpa *screen*), dan bila lebih rendah dari 0,01-0,02% maka dikategorikan dalam *wind tunnel* yang sangat baik. Dengan demikian, cukup beralasan bahwa fluktuasi kecepatan aliran fluida pada gambar 3.13 terlihat sangat buruk.

Apabila ditampilkan dalam bentuk grafik intensitas turbulensi diberbagai kecepatan aliran fluida maka hasilnya diperlihatkan pada gambar 3.14. Pada gambar 3.14 terlihat bahwa peningkatan kecepatan akan menurunkan intensitas turbulensi. Namun, level intensitas turbulensi yang dapat dicapai hanya 1,24% yaitu pada kecepatan maksimum $U_\infty = 27$ m/s.



Gambar 3.14 Grafik hasil pengukuran intensitas turbulensi dan kecepatan aliran fluida

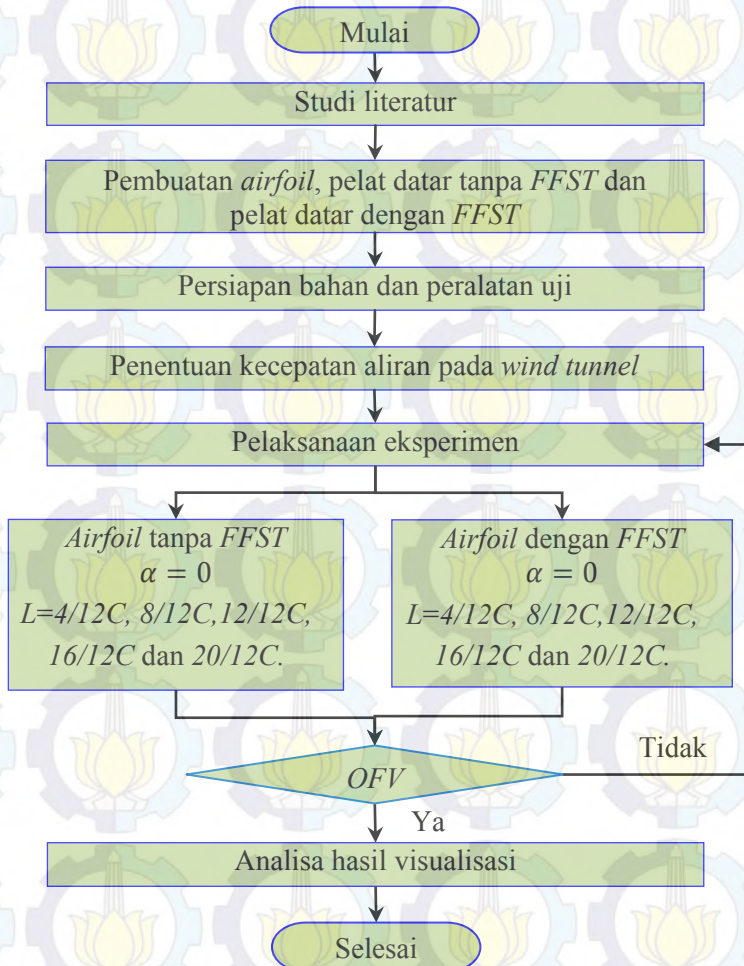
3.1.4 Oil Flow Visualization

Agar hasil *OFV* terlihat dengan jelas, beberapa aturan umum yang harus dilakukan adalah sebagai berikut :

1. *Airfoil* dipasang pada pelat datar sebelum kipas pada *wind tunnel* dihidupkan.
2. Atur *angle of attack* (α) = 0
3. Campuran *titanium dioksida* (TiO_2) *powder*, minyak kelapa dan *kerosene* dibuat dengan perbandingan volume 1:5:4, lalu diaduk hingga merata.
4. Campuran tersebut dipoleskan pada permukaan *endwall* dan *airfoil* hingga merata.
5. Kipas pada *wind tunnel* dijalankan dengan mengatur putaran motor hingga kecepatan yang diinginkan tercapai.
6. Kipas pada *wind tunnel* dihentikan setelah jejak *oil streak* sudah terbentuk.
7. Pemotretan dilakukan pada posisi tampak atas *airfoil* (koordinat (x,y)).
8. Proses yang sudah dilakukan diulangi dengan penambahan *FFST* serta variasi jarak $L=4/12C$, $8/12C$, $12/12C$, $16/12C$ dan $20/12C$.

3.1.5 Diagram Alir Eksperimen

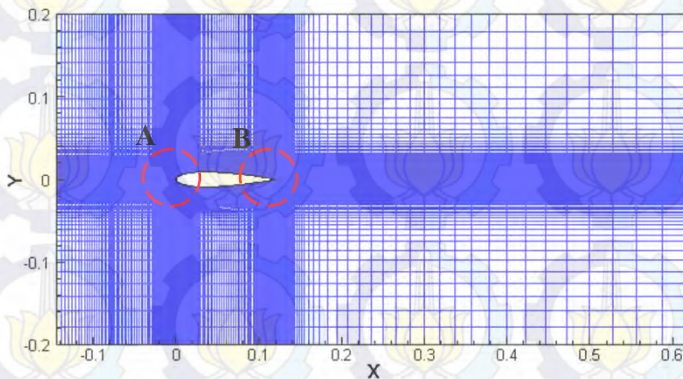
Diagram alir yang digunakan dalam penelitian ini dapat dilihat pada gambar 3.15.



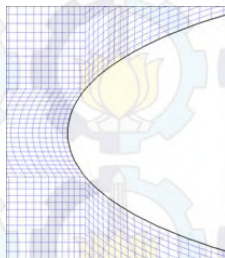
Gambar 3.15 Diagram alir eksperimen

3.2 Metodologi Pemodelan Numerik

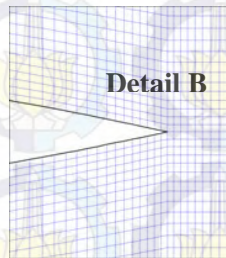
Geometri serta *mesh* model uji dibuat dengan menggunakan perangkat lunak *Gambit 2.4.6*. Bentuk *mesh* yang digunakan adalah *hexahedral quadrilateral* di semua bagian permukaan dinding dengan jumlah *cells* mengikuti pedoman grid independensi. Sedangkan kualitas *mesh* yaitu kurang dari 0,6. Gambar model *mesh* diperlihatkan pada gambar 3.16. Pada gambar 3.16, *mesh* dibuat lebih rapat di depan, belakang, *upper side* dan *lower side* *airfoil*. Sebab daerah ini merupakan daerah analisa.



a) Model mesh bagian dasar

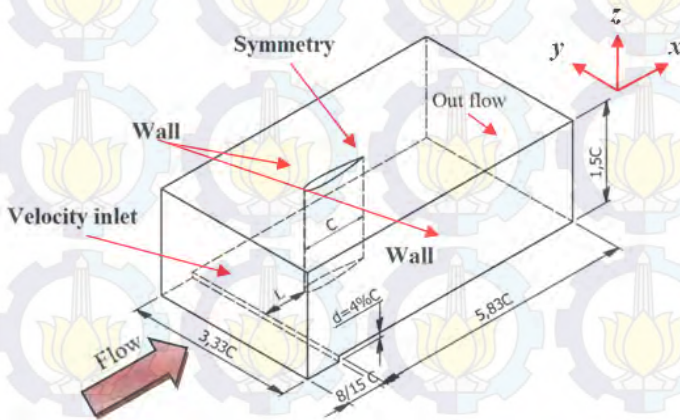


b) Detail A



c) Detail B

Gambar 3.16 Model *mesh*

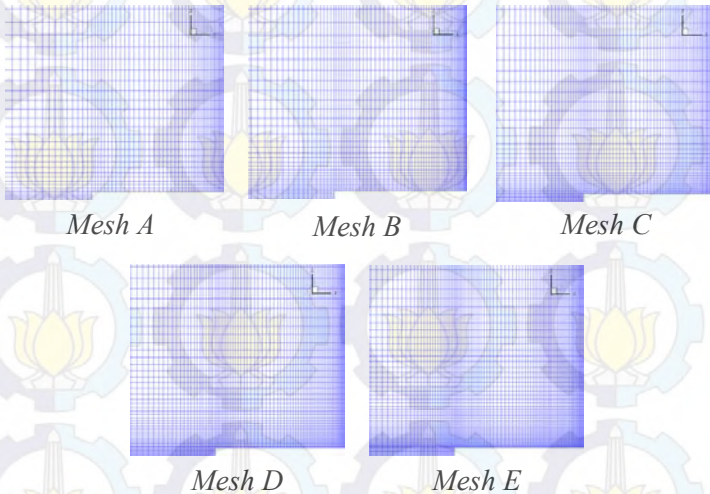


Gambar 3.17 Domain *boundary condition*

Setelah kualitas *mesh* tercapai, langkah berikutnya yaitu penentuan domain *boundary condition*. Gambar 3.17 merupakan *boundary condition* geometri model uji. Zona aliran masuk didefinisikan dengan *velocity inlet*. Aliran keluar yaitu *outflow*. Batas kanan, batas kiri dan dinding *airfoil* didefinisikan dengan *wall*. Interior dalam yaitu *interior*. Sedangkan batas atas didefinisikan dengan simetri.

Metode penyelesaian perhitungan dilakukan dengan perangkat lunak *Fluent 6.3.26*. Model penyelesaian adalah *3D steady flow* dengan model turbulen *viscous* adalah *standard k-epsilon (SKE)*. Formula penyelesaian adalah *segregated* dengan *near wall treatment* menggunakan *standard wall functions*. Sehingga jarak antara *mesh* pertama dengan *solid surface* (z^+) direkomendasikan antara 30 s ampai 300. Kemudian, aliran *freestream* ditetapkan dengan bilangan *Reynold* (Re_c) = 1.5×10^5 dengan $\mu = 1.86 \times 10^{-5} \text{ N.s/m}^2$ dan $\rho = 1.16 \text{ kg/m}^3$. Harga (μ) dan (ρ) tersebut disesuaikan dengan temperatur saat dilakukan eksperimen yaitu 31°C pada kondisi tekanan 1 atm. Sehingga setara dengan kecepatan *freestream* sebesar 20 m/s. Harga

intensitas turbulensi disesuaikan dengan *wind tunnel* yaitu sebesar 3,26% saat kecepatan *freestream* 20 m/s dengan *turbulent length scale* sebesar 0,001m. Selanjutnya, hubungan antara *pressure* dan *velocity* ditetapkan SIMPLE. Sedangkan diskritisasi persamaan digunakan *first order* dengan *convergence criterion* yaitu 10^{-6} .



Gambar 3.18 Potongan variasi mesh

Validasi numerik dilakukan dengan tujuan mengurangi kesalahan prediksi untuk mendapatkan solusi yang baik dari hasil pemodelan. Cara ini merupakan pedoman *computational fluid dynamic (CFD)* yang harus dipenuhi sebelum pemodelan dilaksanakan. Salah satunya yaitu grid independensi. Pada gambar 3.18, *mesh* direkayasa menjadi lima variasi jumlah *cells*. Masing-masing *mesh* dirapatkan mulai dari *mesh A* hingga *mesh E*. *Mesh A* merupakan *mesh* yang paling renggang dengan jumlah *cells* sebanyak 819288. Kemudian *mesh B* dengan jumlah *cells* sebanyak 1034920, *mesh C* yaitu 1316831, *Mesh D* yaitu 1654312 dan *mesh E* yaitu 2090552. Evaluasi masing-masing

grid ditinjau dari nilai koefisien tekanan (C_p) pada *endwall* dengan jarak $10\%L$ di depan *leading edge*. Dari hasil iterasi diperoleh nilai C_p seperti pada tabel 3.3.

Tabel 3.3 Grid independensi koefisien tekanan pada jarak $x=10\%L$

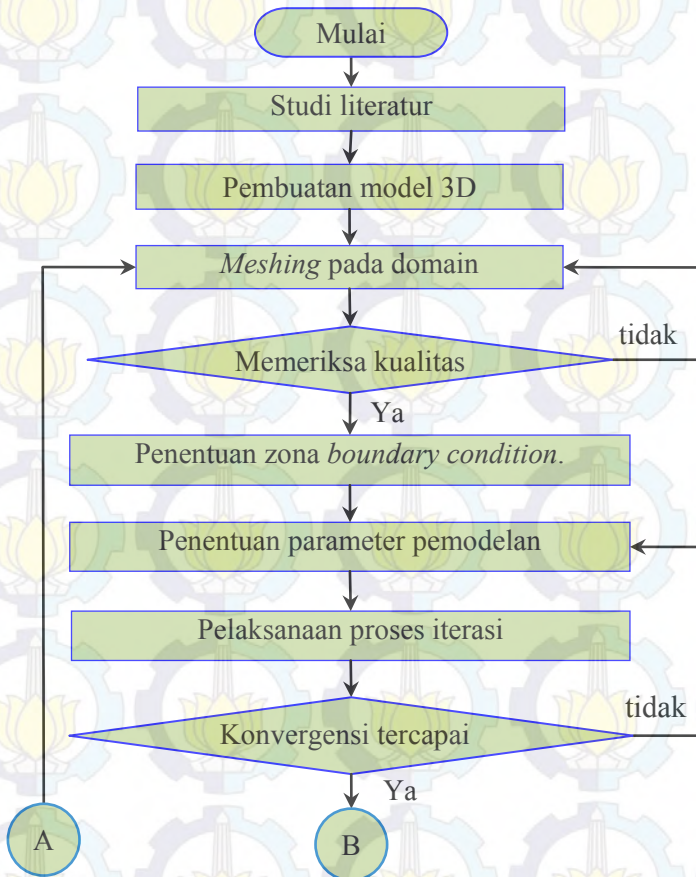
<i>Mesh</i>	<i>Cells</i>	z^+	z^*	$C_p \ 10\%L$
<i>A</i>	819288	80.12	112.80	0.2408
<i>B</i>	1034920	48.21	61.96	0.2458
<i>C</i>	1316832	38.50	38.54	0.2728
<i>D</i>	1654321	39.32	39.90	0.2733
<i>E</i>	2090552	30.47	31.05	0.2740

Pada tabel 3.3 didapat bahwa dengan beberapa variasi jumlah *cells* diperoleh harga C_p yang berbeda-beda. Namun, pada *mesh C, D* dan *E* harganya tidak berubah secara signifikan. Oleh karena itu dapat disimpulkan bahwa dengan menambah jumlah *cells* pada *mesh C*, perubahan nilai C_p sudah tidak signifikan lagi sehingga grid independensi tercapai. Selanjutnya untuk analisa komputasi digunakan variasi *mesh C* pada pemodelan *fluent*.

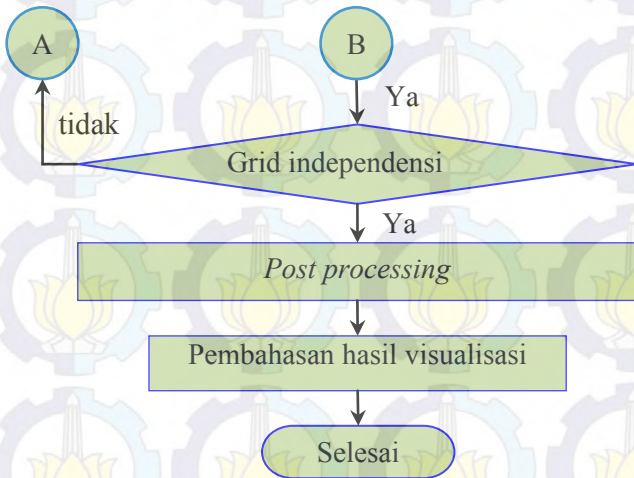
Analisa hasil pemodelan ditampilkan menggunakan perangkat lunak Tecplot 360 2010. Kemudian dipaparkan dalam bentuk topologi karakteristik aliran yang melintasi *endwall junction*. Diantaranya berupa *forward saddle point (FSP)*, *attachment line* serta *separation line*. Selanjutnya *velocity* vektor serta distribusi tekanan untuk mengetahui posisi *end stagnation point* di *leading edge*. Sedangkan terjadinya penyumbatan aliran (*blockage effect*) dipaparkan dengan distribusi *axial iso total pressure loss coefficient* (ξ_{axial}) pada jarak 2 cm di belakang *trailing edge*. Analisa kuantitatif diperoleh dari *surface integral* nilai *facet average* ξ_{axial} . Dengan demikian dapat diketahui optimasi jarak yang mempunyai reduksi kerugian energi paling besar.

3.2.1 Diagram Alir Pemodelan Numerik

Diagram alir pemodelan numerik diperlihatkan pada gambar 3.19.



Gambar 3.19 Diagram alir pemodelan numerik



Gambar 3.19 (sambungan) Diagram alir

3.3 Jadwal Penelitian

Penelitian ini dimulai dari bulan Februari 2014 hingga Januari 2015. Jadwal pelaksanaan penelitian diperlihatkan pada tabel 3.4.

Tabel 3.4 Jadwal Pelaksanaan Penelitian

No.	Kegiatan	Bulan						
		Feb.	Mar.	Apr.	Mei	Juni	Juli	Ags.
1	Studi pustaka							
2	Gambar model uji							
3	Pemesanan model uji							
4	Gambar pada gambit							
5	Iterasi dan <i>post</i>							
6	Persiapan dan pelaksanaan eksperimen							

No	Kegiatan	Bulan						
		Sep.	Okt.	Nov.	Des.	Jan.	Feb.	Mar.
7	Pengolahan data							
8	Penulisan laporan							
9	Sidang Tugas akhir							

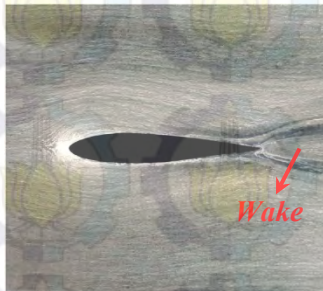
Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 4

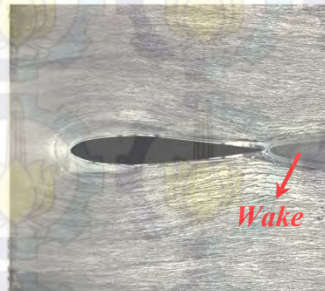
PEMBAHASAN

4.1 Karakteristik Aliran pada Variasi Jarak 4/12C

Pada gambar 4.1, diperlihatkan perbandingan karakteristik aliran pada *endwall* melalui teknik *oil flow visualisation (OFV)* tanpa dan dengan penambahan *forward facing step turbulator (FFST)*. Analisis *OFV* dipertegas dengan analisa *pathline* yang diperoleh melalui pemodelan numerik.

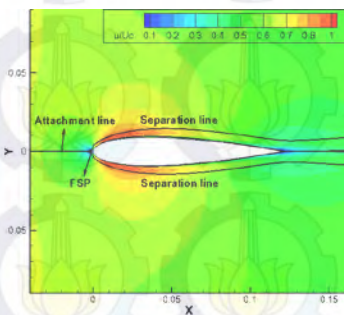


a) Tanpa *FFST*

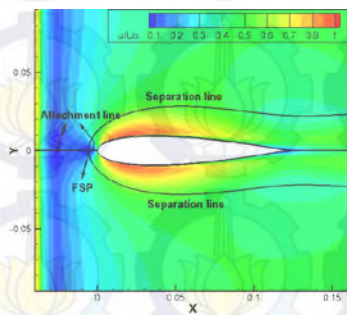


b) Dengan *FFST*

Gambar 4.1 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen pada variasi jarak 4/12C



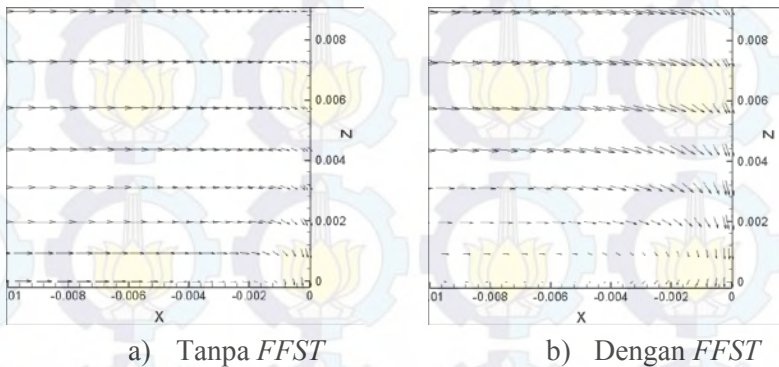
a) Tanpa *FFST*



b) Dengan *FFST*

Gambar 4.2 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 4/12C

Hasil topologi aliran yang diperoleh melalui pemodelan numerik diperlihatkan pada gambar 4.2. Tampak pada gambar, aliran yang melewati *endwall junction* akan selalu diawali dengan terbentuknya *forward saddle point (FSP)* di depan *leading edge*. *FSP* tersebut merupakan suatu *singular point* dari pertemuan dua *attachment line* dengan arah aliran yang berlawanan. Fenomena ini seperti diperkenalkan oleh Tobak dan Peak (1979). Adanya *FSP* menandakan awal terjadinya separasi aliran secara tiga dimensi. Separasi tersebut dimulai dari aliran dekat permukaan *endwall* yang mempunyai momentum rendah. Kemudian mendekati suatu persimpangan bidang tumpu antara *airfoil* dan *endwall*. Sedangkan arah aliran yang menuju persimpangan tersebut tegak lurus terhadap bodi simetri *airfoil*. Aliran itu kemudian bertemu dengan *attachment line* yang berasal dari *leading edge*, sehingga bertumbukan. Fenomena ini dipertegas dari analisis *velocity vector* aliran di depan *leading edge* seperti pada gambar 4.3.



Gambar 4.3 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 4/12C

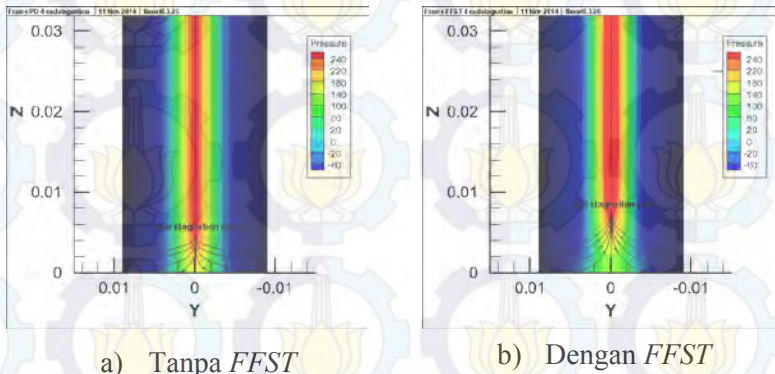
Pada gambar 4.3 *velocity vector* aliran yang terletak jauh di atas *endwall* (sumbu x) dan mempunyai energi lebih tinggi

menumbuk sisi depan *airfoil* hingga stagnasi di *leading edge*. Stagnasi artinya fluida yang mengalir mengalami deselerasi kecepatan hingga pada suatu titik kecepatannya menjadi nol dengan proses tanpa gesekan. Setelah itu, aliran menuju daerah berenergi rendah yaitu permukaan *endwall*. Fluida yang mengalir mengalami perlambatan karena adanya gaya friksi pada dinding. Sehingga mengalami defisit energi kinetik. Akibatnya, momentum pada daerah ini sangat rendah. Fenomena ini terlihat dari arah *velocity vector* di depan *leading edge*.

Tampak pada gambar 4.3a dan 4.3b, *velocity vector* fluida bergerak turun ke permukaan *endwall* kemudian berpusar di depan *leading edge*. Pada daerah ini terjadi pertemuan dua *attachment line* arah aliran seperti diperlihatkan pada gambar 4.2. Pertemuan dua *attachment line* ini membentuk satu titik percabangan yaitu *FSP*. Kemudian terseparasi ke arah *upper side* dan *lower side airfoil*. Separasi diikuti dengan pusaran yang membentuk formasi *vortex*. Formasi *vortex* tersebut bergerak secara *roll-up* ke arah *downstream* dan menyelimuti permukaan bodi *airfoil*. *Vortex* yang bergerak secara *roll-up* ini meninggalkan jejak pada permukaan dinding yang mirip sepatu kuda. Sehingga disebut dengan *horseshoe vortex*. Jejak akibat formasi *horse shoe vortex* ini terlihat dari *OFV* hasil eksperimen maupun pemodelan numerik yaitu berupa *separation line* pada *endwall*. *Separation line* itu terlihat seakan-akan berfungsi sebagai *dividing surface*, yaitu garis yang membatasi agar aliran fluida berada pada daerah separasi. Formasi *vortex* seperti ini merupakan *blockage* aliran yang melintasi *endwall junction*.

Bila dibandingkan aliran tanpa dan dengan *FFST* hasil pemodelan numerik pada gambar 4.2, terbentuknya *FSP* mempunyai pola yang mirip dari *OFV* hasil eksperimen (gambar 4.1). Namun, pada aliran dengan penambahan *FFST*, posisi *FSP* terhadap *leading edge* berada sedikit lebih jauh dibandingkan dengan tanpa *FFST*. Hal ini diakibatkan karena momentum yang menuju *leading edge* jauh lebih rendah. Perbedaan ini terlihat dari distribusi kecepatan dan *velocity vector* aliran di dekat dinding

(gambar 4.2 dan gambar 4.3). Perubahan momentum disebabkan karena aliran yang mendekati *endwall junction* sudah dikonversi menjadi intensitas turbulensi akibat *bubble separation* ketika melewati *FFST*. Sehingga, aliran menjadi lebih turbulen. Akibatnya, aliran yang jauh di atas permukaan *endwall* mempunyai momentum jauh lebih besar. Selain itu, kekuatan *adverse pressure* dan gaya friksi di permukaan *endwall* mampu menggeser *FSP* bergerak lebih jauh dari *leading edge*. Oleh sebab itu semakin terbentuk lebih membuka dari kontur bodi.



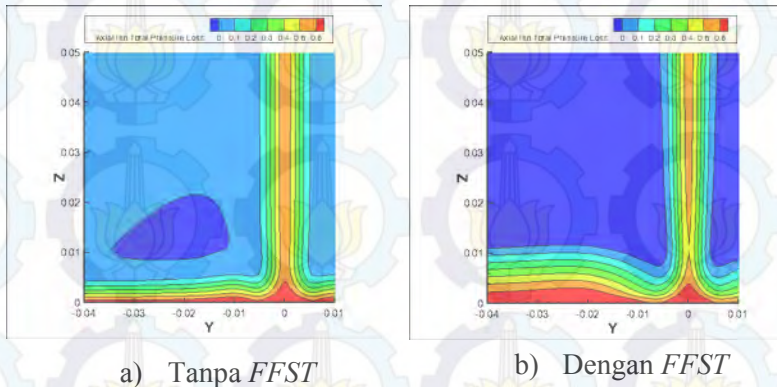
Gambar 4.4 Posisi *end stagnation point* di *leading edge* pada variasi jarak 4/12C

Bila ditinjau dari jarak *end stagnation point* di *leading edge* (sumbu Z), aliran dengan penambahan *FFST* mempunyai jarak yang lebih jauh di atas permukaan *endwall* (sumbu Y). Terbentuknya *end stagnation point* diperlihatkan pada gambar 4.4. Tampak pada gambar 4.4a, posisi *end stagnation point* berada di posisi $Z=0.006$ m atau $1/20C$. Sedangkan dengan *FFST* (gambar 4.4b), posisi *end stagnation point* berada di posisi $Z=0.008$ m atau $1/15C$. Oleh sebab itu distribusi tekanan maksimum berada lebih jauh di atas permukaan *endwall*. Hal ini mengindikasikan bahwa bekal energi berupa intensitas turbulensi

akibat *FFST* mampu mengeser posisi *end stagnation point* sedikit lebih jauh terhadap *endwall*. Akibatnya, semakin jauh posisi *end stagnation point* di *leading edge* maka injeksi energi *freestream* yang dapat masuk ke dalam lingkup *horse shoe vortex* semakin besar. Tambahan injeksi energi tersebut mampu menekan kekuatan *adverse pressure* yang berada di belakang *trailing edge*. Sehingga luasan *wake* terlihat lebih konvergen. Luasan *wake* ini diperlihatkan pada gambar 4.1 melalui *OFV* hasil eksperimen. Tampak dari hasil *OFV*, pengaruh *FFST* dapat membuat *wake* menjadi lebih konvergen. Semakin konvergen *wake*, maka indikasi kerugian energi akibat aliran sekunder semakin kecil.

Analisa tentang kerugian energi akibat aliran sekunder dipertegas melalui *axial iso total pressure loss coefficient* (ξ_{axial}) pada jarak 2 cm di belakang *trailing edge*. Kajian ξ_{axial} dipaparkan secara kualitatif dan kuantitatif. Secara kualitatif, ξ_{axial} diperlihatkan pada gambar 4.5. Sedangkan kajian kuantitatif diperoleh dari *surface integral* nilai *facet average* ξ_{axial} . Tampak pada gambar 4.5a, ξ_{axial} dikuasai oleh daerah yang mempunyai warna biru muda dengan dengan harga $\xi_{axial} = 0.1$. Sedangkan aliran dengan penambahan *FFST* (gambar 4.5b), ξ_{axial} dikuasai oleh daerah yang mempunyai warna biru tua dengan dengan harga ξ_{axial} yang lebih kecil yaitu $\xi_{axial} = 0$. Namun, pada daerah di dekat *endwall*, pengaruh *FFST* mengakibatkan distribusi ξ_{axial} mengalami peningkatan yang lebih tinggi. Peningkatan ξ_{axial} disebabkan karena pengaruh *FFST* mampu membuat aliran menjadi lebih turbulen. Sehingga menyebabkan penebalan *boundary layer*. Akibatnya, pengaruh viskositas menyebabkan hambatan yang besar di permukaan dinding. Oleh karena itu, ξ_{axial} terlihat dengan warna merah. Dari segi sebaran distribusi ξ_{axial} , maka luasan dengan warna biru tua mempunyai hambatan yang lebih kecil. Hal ini disebabkan karena adanya tambahan energi *freestream* yang masuk ke dalam lingkup *horse shoe vortex*. Sehingga menyebabkan hambatan aliran menjadi berkurang. Secara kuantitatif, nilai ξ_{axial} pada aliran tanpa *FFST* sebesar 0,1351. Sedangkan dengan penambahan *FFST* diperoleh sebesar

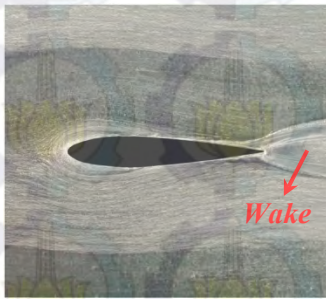
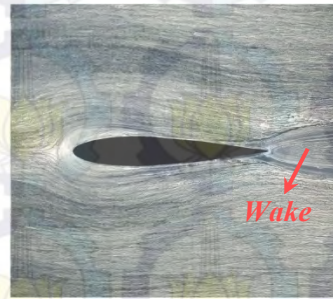
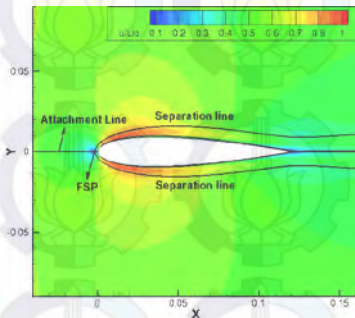
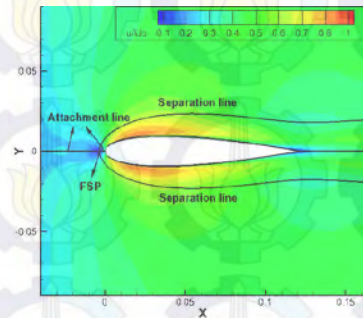
0,1267. Sehingga, penggunaan *FFST* pada variasi jarak $L=4/12C$ mampu mereduksi kerugian energi hingga 6,22%.



Gambar 4.5 Distribusi *Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient* pada variasi jarak 4/12C

4.2 Karakteristik Aliran Pada Variasi Jarak 8/12C

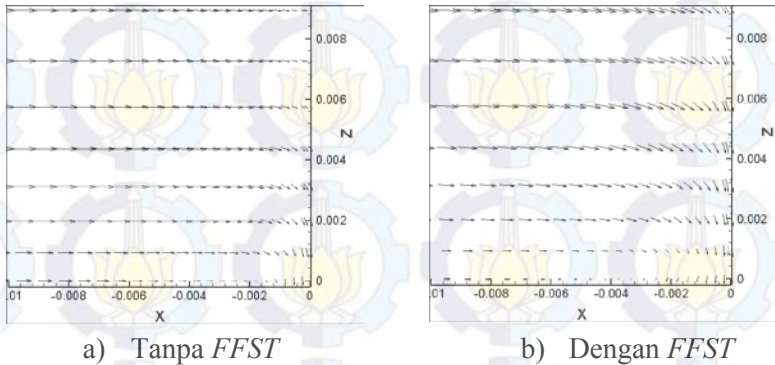
Topologi aliran pada variasi jarak 8/12C sekilas mirip dengan variasi jarak 4/12C. Separasi aliran tetap diawali dengan *FSP* di depan *leading edge*. Pada gambar 4.6, diperlihatkan topologi *OFV* hasil eksperimen. Kemudian dipertegas dengan hasil pemodelan numerik (gambar 4.7). Pada gambar 4.6 dan 4.7 tampak mempunyai kesesuaian, sehingga analisa dapat dilakukan dengan pemodelan numerik. Penggunaan *FFST* mampu membuat posisi *FSP* berada lebih jauh dari *leading edge*. Akan tetapi, bila dibandingkan dengan variasi jarak 4/12C, posisi *FSP* bergeser sedikit lebih dekat ke arah *leading edge*. Penyebab pergeseran ini dikarenakan fluida yang menuju *leading edge* mengalami akselerasi yang lebih besar. Sehingga energi yang menuju *leading edge* lebih kuat menghadapi momentum, *adverse pressure* dan gaya friksi. Hal ini dibuktikan dari distribusi kecepatan antara variasi 4/12C dan 8/12C.

a) Tanpa *FFST*b) Dengan *FFST*Gambar 4.6 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen pada variasi jarak 8/12Ca) Tanpa *FFST*b) Dengan *FFST*Gambar 4.7 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 8/12C

Bila ditinjau dari jarak *FSP* di depan *leading edge*, peningkatan momentum membuat posisi *FSP* bergeser lebih dekat ke arah *leading edge*. Sehingga perbandingan karakteristik aliran tanpa dan dengan penambahan *FFST* disebabkan karena perubahan energi aliran yang menuju *leading edge*. Perubahan itu terlihat dari distribusi kecepatan di depan *leading edge* (gambar

4.7). Aliran tanpa *FFST* mempunyai distribusi kecepatan yang lebih besar daripada dengan *FFST* yaitu terlihat dengan berwarna hijau.

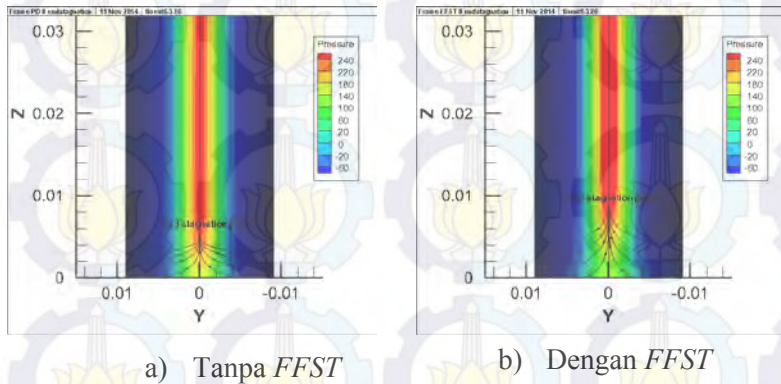
Bila dianalisa dari *velocity vector* aliran di depan *leading edge* (gambar 4.8), aliran dengan penambahan *FFST* dikuasai oleh pusaran yang lebih kuat. Arahnya pun cenderung menuju daerah yang mempunyai energi lebih rendah yaitu di permukaan *endwall*. Fenomena ini masih mirip dengan pola aliran pada variasi 4/12C. Namun, pada jarak 8/12C pusaran aliran cenderung lebih dekat ke arah *leading edge*. Sehingga, vektor kecepatan minimum bergerak lebih dekat ke *leading edge*.



Gambar 4.8 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 8/12C

Posisi *end stagnation point* di *leading edge* diperlihatkan pada gambar 4.9. Tampak pada gambar 4.9a, posisi *end stagnation point* berada lebih dekat dengan *endwall* yaitu $Z=0,006\text{m}$ atau 1/20C. Sedangkan pada gambar 4.9b posisi *end stagnation point* berada lebih jauh di atas permukaan *endwall* yaitu $Z=0.01\text{m}$ atau 1/12C. Posisi tersebut lebih tinggi daripada variasi jarak 4/12C. Perbedaan tersebut disebabkan karena energi yang menuju *leading edge* lebih besar daripada variasi jarak

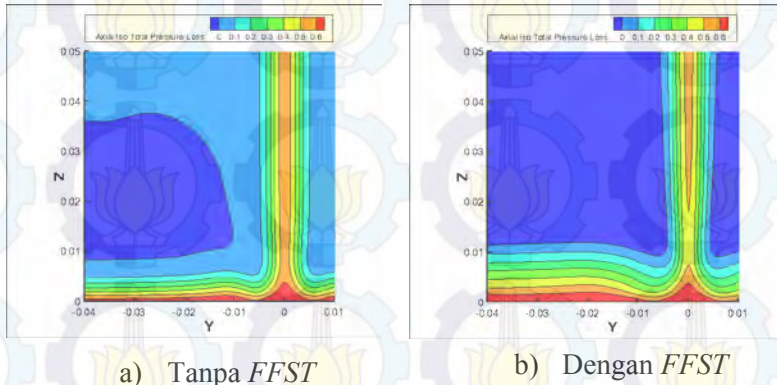
4/12C. Akibatnya, *FSP* lebih mendekat ke arah *leading edge* sedangkan *end stagnation point* bergeser ke atas menjauhi permukaan *endwall*.



Gambar 4.9 Posisi *end stagnation point* di *leading edge* pada variasi jarak 8/12C

Analisa tentang reduksi kerugian energi akibat aliran sekunder diperlihatkan melalui distribusi *axial iso total pressure loss coefficient* (ξ_{axial}). Secara kualitatif, distribusi ξ_{axial} tanpa dan dengan penambahan *FFST* diperlihatkan pada gambar 4.10. Tampak pada gambar 4.10a, ξ_{axial} lebih dikuasai oleh luasan energi yang mempunyai warna biru muda dengan dengan harga $\xi_{axial} = 0.1$. Sedangkan aliran dengan penambahan *FFST* pada gambar 4.10b, luasan energi dikuasai oleh warna biru tua dengan $\xi_{axial} = 0$. Terlihat dari gambar 4.10b, kerugian energi di dekat dinding terjadi lebih besar. Peningkatan ξ_{axial} dimulai dari warna biru tua hingga warna merah. Dari segi sebaran distribusi ξ_{axial} , maka luasan dengan warna biru tua mempunyai hambatan yang lebih kecil. Hal ini disebabkan karena adanya tambahan energi *freestream* yang masuk ke dalam lingkup *horse shoe vortex*. Sehingga menyebabkan hambatan aliran menjadi berkurang berkurang. Secara kuantitatif, nilai ξ_{axial} pada aliran tanpa *FFST*

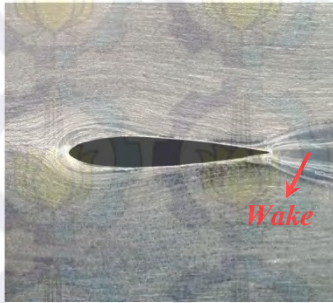
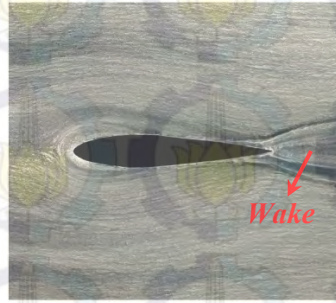
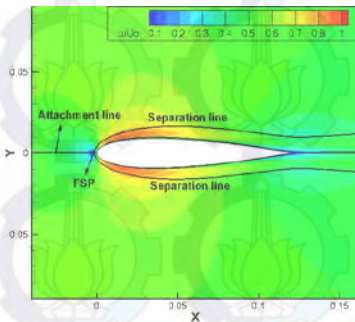
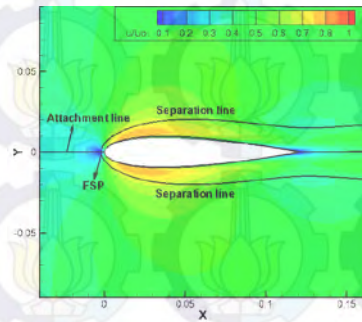
sebesar 0,13113. Sedangkan dengan penambahan *FFST* diperoleh sebesar 0,1202. Sehingga, penggunaan *FFST* pada variasi jarak $L=8/12C$ mampu mereduksi kerugian energi hingga 8,45%.



Gambar 4.10 Distribusi *Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient* pada variasi jarak 8/12C

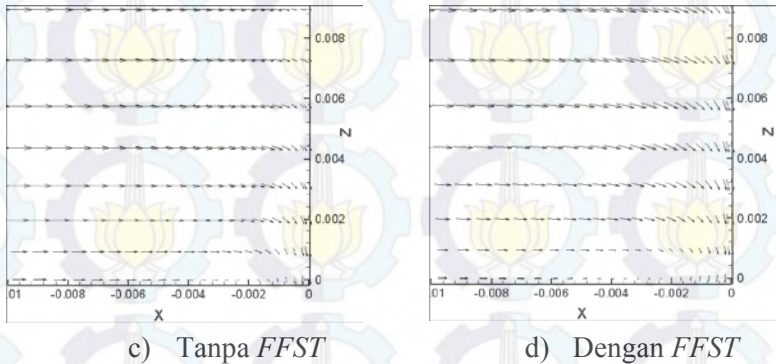
4.3 Karakteristik Aliran Pada Variasi Jarak 12/12C

Karakteristik struktur aliran *OFV* hasil eksperimen diperlihatkan pada gambar 4.11. Sedangkan distribusi kecepatan hasil pemodelan numerik diperlihatkan pada gambar 4.12. Karakteristik aliran *OFV* hasil eksperimen maupun pemodelan numerik terlihat mempunyai kesesuaian. Sehingga analisa dapat dilakukan dengan pemodelan numerik. Pada gambar 4.12, terbentuknya *FSP* dan *separation line* sangat dipengaruhi oleh jarak antara *FFST* terhadap *leading edge*. Semakin jauh jarak *FFST* dari *leading edge* maka momentum aliran semakin meningkat. Hal ini terlihat dari distribusi kecepatan aliran yang menuju *leading edge* mempunyai warna hijau. Akibatnya, jarak *FSP* semakin dekat dengan *leading edge*. Sedangkan *separation line* semakin berimpit mengikuti permukaan bodi.

a) Tanpa *FFST*b) Dengan *FFST*Gambar 4.11 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen pada variasi jarak 12/12Ca) Tanpa *FFST*b) Dengan *FFST*Gambar 4.12 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 12/12C

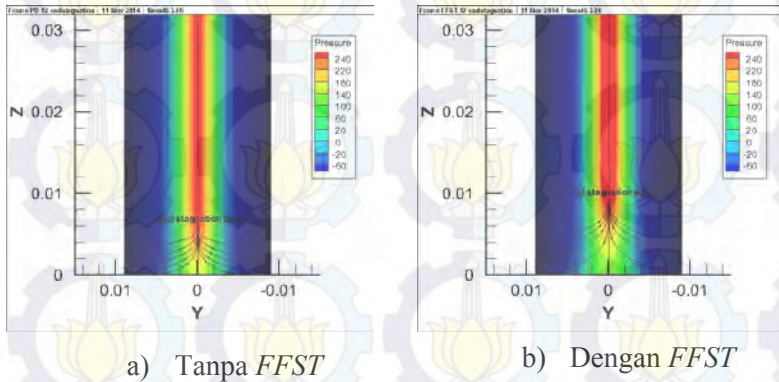
Bila ditinjau perbandingan antara aliran tanpa dan dengan penambahan *FFST*, aliran dengan penambahan *FFST* memiliki jarak *FSP* yang lebih jauh terhadap *leading edge*. Walaupun, secara visual terlihat mempunyai jarak yang sama dari *OFV* hasil eksperimen. Namun, *velocity vector* aliran di depan *leading edge* (gambar 4.13) masih dikuasai oleh pusaran aliran yang lebih kuat. Sehingga, *FSP* terbentuk lebih jauh di depan *leading edge*. Oleh

sebab itulah *sparation line* pada gambar 4.12b terlihat lebih membuka dari permukaan bodi.



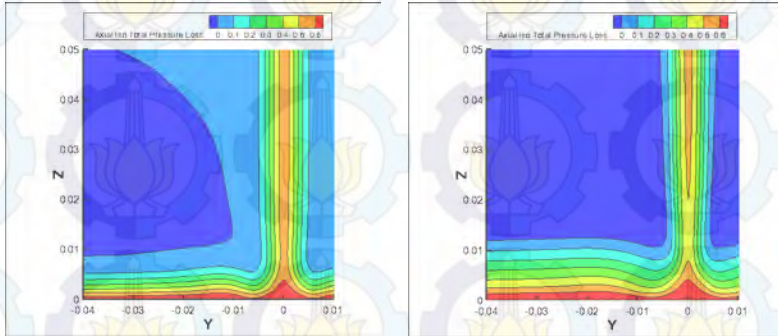
Gambar 4.13 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 12/12C

Analisa tentang perbandingan *end stagnation point* di *leading edge* diperlihatkan pada gambar 4.14. Tampak pada gambar 4.14a, posisi *end stagnation point* berada lebih dekat dengan *endwall*. Sedangkan pada gambar 4.14b, posisi *end stagnation point* berada lebih jauh dari *endwall*. Perbedaan ini terlihat dari *pathline* dan distribusi tekanan maksimum di *leading edge*. Aliran dengan penambahan *FFST* mempunyai distribusi tekanan maksimum yang lebih jauh dari *endwall*. Hal ini disebabkan karena jarak *FFST* semakin jauh dari *leading edge*. Sehingga terjadi peningkatan momentum aliran yang menyebabkan posisi *end stagnation point* semakin jauh dari *endwall*.



Gambar 4.14 Posisi *end stagnation point* pada *leading edge* pada variasi jarak 12/12C

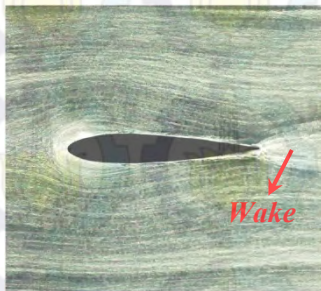
Pebandingan kerugian energi secara kualitatif diperlihatkan pada gambar 4.15. Tampak pada gambar 4.15a, aliran tanpa *FFST* masih dikuasai oleh hambatan yang cukup besar. Hambatan aliran ditandai dengan warna biru muda dengan harga $\xi_{axial} = 0.1$. Sedangkan pada gambar 4.15b, penambahan *FFST* menyebabkan hambatan aliran berkurang. Sehingga lebih dikuasai oleh warna biru tua. Namun, pada daerah dekat *endwall* penebalan *boundary layer* menyebabkan pengaruh viskositas meningkat. Akibatnya, hambatan aliran semakin besar. Hambatan aliran ditandai dengan warna biru muda hingga warna merah. Dari segi sebaran distribusi ξ_{axial} , maka luasan dengan warna biru tua mempunyai hambatan yang lebih kecil. Hal ini disebabkan karena adanya tambahan energi *freestream* yang masuk ke dalam lingkup *horse shoe vortex*. Sehingga menyebabkan hambatan aliran menjadi berkurang berkurang. Secara kuantitatif, nilai ξ_{axial} pada aliran tanpa *FFST* sebesar 0,1310. Sedangkan dengan penambahan *FFST* diperoleh sebesar 0,1203. Sehingga, penggunaan *FFST* pada variasi jarak $L=12/12C$ mampu mereduksi kerugian energi hingga 8,17%.

a) Tanpa *FFST*b) Dengan *FFST*

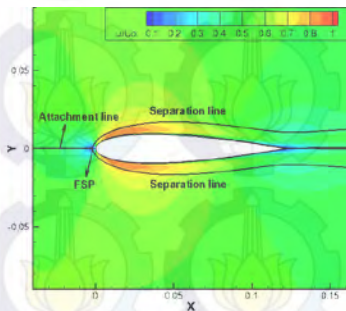
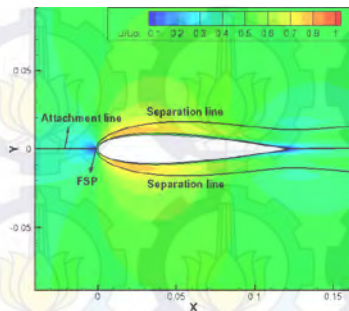
Gambar 4.15 Distribusi *Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient* pada variasi jarak 12/12C

4.4 Karakteristik Aliran pada Variasi Jarak 16/12C

Pada gambar 4.16, diperlihatkan perbandingan karakteristik aliran tanpa dan dengan penambahan *FFST* melalui teknik *OFV*. Pola jejak aliran pada *endwall* terlihat sangat mirip dengan hasil pemodelan numerik pada gambar 4.17. Sehingga analisa dapat dilakukan dengan pemodelan numerik. Pada gambar 4.17, aliran tanpa dan dengan penambahan *FFST* terlihat memiliki jarak *FSP* yang sama di depan *leading edge*. Sedangkan *separation line* terlihat sedikit lebih tertutup pada aliran tanpa *FFST* (gambar 4.17a). Hal ini membuktikan bahwa injeksi energi *freestream* yang dapat masuk ke lingkup *horse shoe vortex* sangat sedikit.

a) Tanpa *FFST*b) Dengan *FFST*

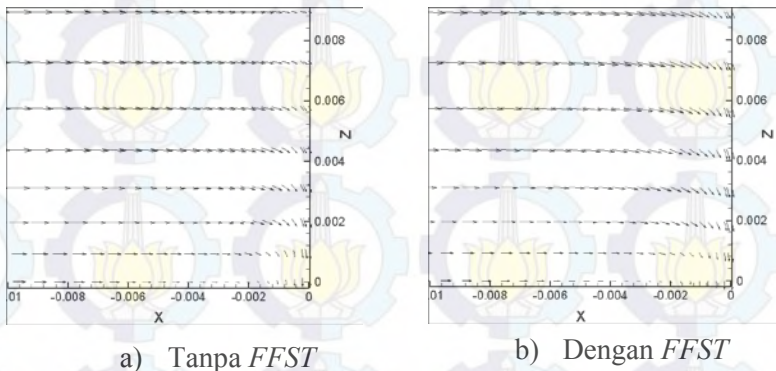
Gambar 4.16 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen pada variasi jarak 16/12C

a) Tanpa *FFST*b) Dengan *FFST*

Gambar 4.17 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 16/12C

Bila ditinjau dari distribusi kecepatan aliran yang menuju *leading edge*, terlihat bahwa aliran tanpa *FFST* mempunyai distribusi kecepatan yang sama seperti aliran dengan penambahan *FFST* (gambar 4.17b). Hal ini disebabkan karena intensitas turbulensi aliran yang menuju *leading edge* sudah dikonversi menjadi momentum kembali. Oleh sebab itu, jarak *FSP* terlihat lebih dekat ke *leading edge*.

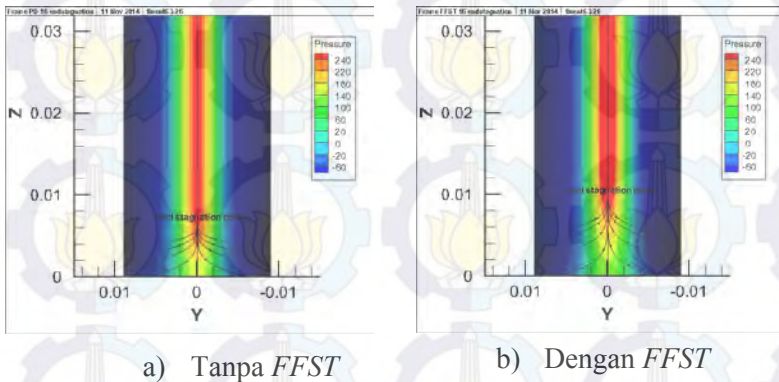
Analisa tentang *velocity vector* aliran di depan *leading edge* diperlihatkan pada gambar 4.18. Tampak pada gambar 4.18a dan gambar 4.18b *velocity vector* aliran tanpa dan dengan penambahan *FFST* di depan *leading edge*. Aliran yang menuju permukaan *endwall* diawali dengan stagnasi di *leading edge*. Kemudian turun menuju daerah yang berenergi rendah, lalu berpusar di depan *leading edge*. Pusaran yang terbentuk merupakan indikasi bahwa *horse shoe vortex* terbentuk di depan *leading edge*. Batas formasi *horse shoe vortex* terlihat dari posisi stagnasi di *leading edge*. Aliran tanpa *FFST* mempunyai jarak stagnasi yang lebih dekat dengan *endwall*. Hal ini diketahui dari *velocity vector* aliran yang bergerak turun lebih dekat dengan *endwall*. Sedangkan aliran dengan penambahan *FFST*, *velocity vector* aliran bergerak turun lebih jauh di atas permukaan *endwall*. Oleh sebab itu, indikasi bahwa penambahan momentum menyebabkan posisi *end stagnation point* semakin jauh dari *endwall* semakin terlihat jelas.



Gambar 4.18 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 16/12C.

Tinjauan tentang posisi *end stagnation point* di *leading edge* terlihat dari distribusi tekanan pada gambar 4.19. Peningkatan momentum aliran menyebabkan distribusi tekanan

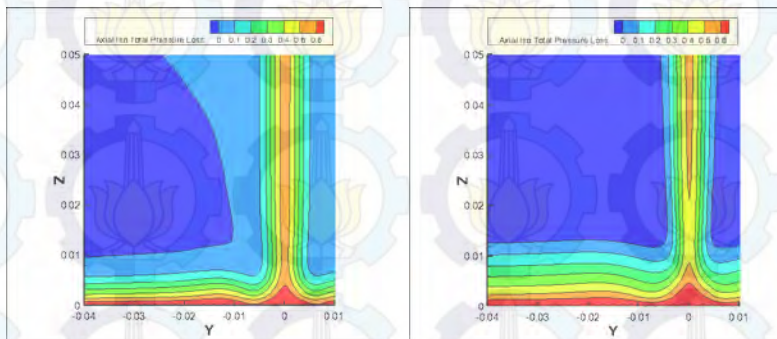
maksimum semakin jauh dari *endwall*. Akibatnya jejak material fluida terlihat mengerucut ke atas lalu terseparasi di kedua sisi *airfoil*. Sehingga tampak jelas dari lintasan material itu batas-batas separasi aliran fluida di bagian sisi *airfoil*. Bila dibandingkan dengan variasi jarak 4/12C, 8/12C dan 12/12C terlihat bahwa posisi *end stagnation point* semakin jauh di atas permukaan *endwall*.



Gambar 4.19 Posisi *end stagnation point* di *leading edge* pada variasi jarak 16/12C

Analisa kualitatif reduksi energi akibat aliran sekunder diperlihatkan melalui distribusi *axial iso total pressure loss coefficient* (ξ_{axial}) pada gambar 4.20. Tampak pada gambar 4.20a, aliran tanpa *FFST* memiliki luasan energi yang lebih membuka dari *surface*. Sehingga hambatan aliran pada permukaan dinding mengalami penyempitan yaitu ditandai dengan warna biru muda. Sedangkan aliran dengan penambahan *FFST* (gambar 4.20b) luasan energi dikuasai oleh ξ_{axial} yang lebih kecil yaitu terlihat dari warna biru tua. Pada gambar 4.20b, kerugian energi di permukaan *endwall* terjadi lebih besar. Peningkatan ξ_{axial} dimulai dari warna biru tua hingga warna merah. Dari segi sebaran distribusi ξ_{axial} , maka luasan dengan warna biru tua mempunyai

hambatan yang lebih kecil. Hal ini disebabkan karena adanya tambahan energi *freestream* yang masuk ke dalam lingkup *horse shoe vortex*. Sehingga menyebabkan hambatan aliran menjadi berkurang berkurang. Secara kuantitatif, nilai ξ_{axial} pada aliran tanpa *FFST* sebesar 0,13222. Sedangkan dengan penambahan *FFST* diperoleh sebesar 0,1225. Sehingga, penggunaan *FFST* pada variasi jarak $L=16/12C$ mampu mereduksi kerugian energi hingga 7,34%.



a) Tanpa *FFST*

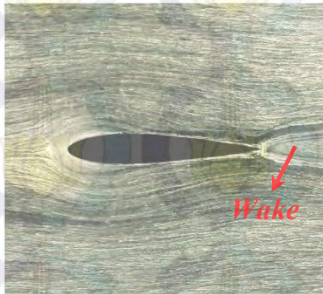
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.20 Distribusi *Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient* pada variasi jarak 16/12C

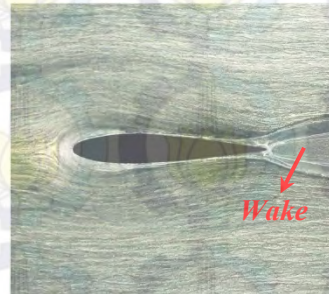
4.5 Karakteristik Aliran Pada Variasi Jarak 20/12C

Karakteristik struktur aliran *OFV* hasil eksperimen diperlihatkan pada gambar 4.11. Sedangkan distribusi kecepatan hasil pemodelan numerik diperlihatkan pada gambar 4.12. Karakteristik aliran *OFV* hasil eksperimen maupun pemodelan numerik terlihat mempunyai kesesuaian. Sehingga analisa dapat dilakukan dengan pemodelan numerik. Tampak pada gambar 4.22a dan gambar 4.22b, distribusi kecepatan aliran yang menuju *leading edge* terlihat mempunyai distribusi kecepatan yang

hampir sama. Intensitas turbulensi aliran yang menuju *leading edge* perlahan-lahan sudah dikonversi kembali menjadi momentum. Sehingga, pengaruh momentum terhadap separasi aliran sangat kecil dampaknya.

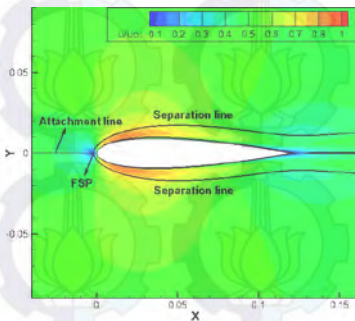


a) Tanpa *FFST*

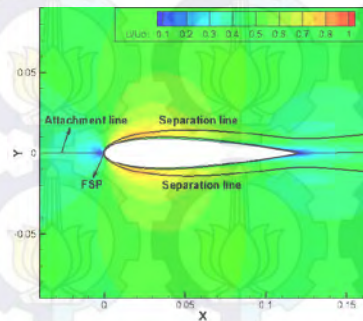


b) Dengan *FFST*

Gambar 4.21 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen pada variasi jarak 20/12C



a) Tanpa *FFST*

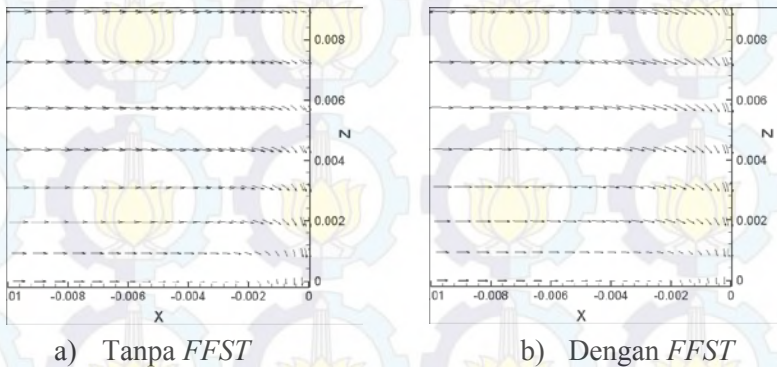


b) Dengan *FFST*

Gambar 4.22 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 20/12C

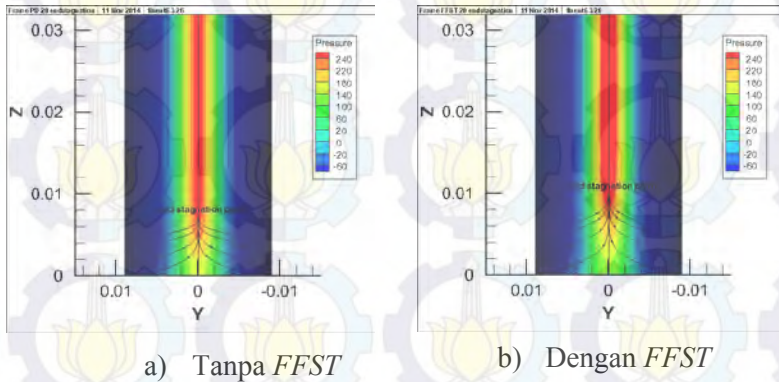
Perbandingan *velocity vector* aliran di depan *leading edge* diperlihatkan pada gambar 4.23. Tampak pada gambar 4.23a dan gambar 4.23b, *velocity vector* yang terbentuk di bagian

permukaan *endwall* mempunyai besar yang sama. Sehingga, pusaran yang terbentuk juga identik. Oleh sebab itu, *FSP* terlihat mempunyai jarak yang sama di depan *leading edge* (gambar 4.22). Bila ditinjau dari *velocity vector* yang jauh di atas permukaan *endwall*, arah *vector* pada aliran dengan penambahan *FFST* cenderung turun lebih jauh di atas permukaan. Hal ini merupakan indikasi bahwa *end stagnation point* berada diposisi yang lebih jauh.



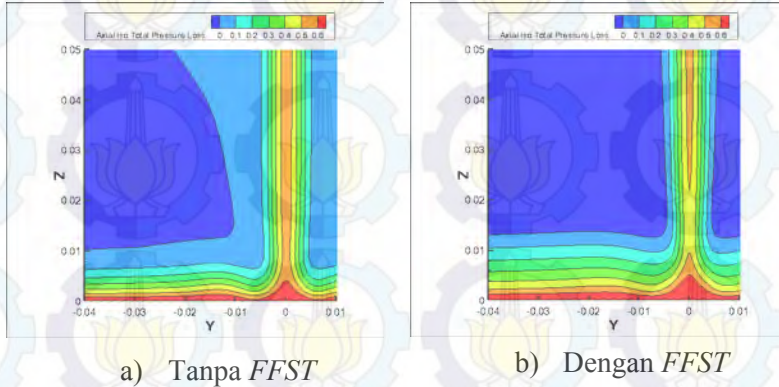
Gambar 4.23 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 20/12C

Tinjauan tentang posisi *end stagnation point* di *leading edge* terlihat dari distribusi tekanan yang tampak pada gambar 4.24. Peningkatan momentum aliran menyebabkan distribusi tekanan maksimum semakin jauh dari *endwall*. Akibatnya jejak material fluida terlihat mengerucut ke atas lalu terseparasi di kedua sisi *airfoil*. Sehingga tampak jelas dari lintasan material itu batas-batas separasi aliran fluida di bagian sisi *airfoil*. Bila dibandingkan dengan variasi jarak 4/12C, 8/12C, 12/12C, dan 16/12 terlihat bahwa posisi *end stagnation point* semakin membuka dan menjauhi permukaan *endwall*.



Gambar 4.24 Posisi *end stagnation point* di *leading edge* pada variasi jarak 20/12C

Analisa kualitatif kerugian energi akibat aliran sekunder diwakili oleh distribusi *axial iso total pressure loss coefficient* (ξ_{axial}) Tampak pada gambar 4.25a, luasan energi dengan warna biru tua semakin membuka dari *surface*. Sehingga hambatan aliran pada permukaan dinding mengalami penyempitan yaitu ditandai dengan warna biru muda. Sedangkan aliran dengan penambahan *FFST* (gambar 4.25b) luasan energi dikuasai oleh ξ_{axial} yang lebih kecil yaitu terlihat dari warna biru tua. Pada gambar 4.20b, kerugian energi di permukaan *endwall* terjadi lebih besar. Peningkatan ξ_{axial} dimulai dari warna biru tua hingga warna merah. Dari segi sebaran distribusi ξ_{axial} , maka luasan dengan warna biru tua mempunyai hambatan yang lebih kecil. Hal ini disebabkan karena adanya tambahan energi *freestream* yang masuk ke dalam lingkup *horse shoe vortex*. Sehingga menyebabkan hambatan aliran menjadi berkurang berkurang. Secara kuantitatif, nilai ξ_{axial} pada aliran tanpa *FFST* sebesar 0,1345. Sedangkan dengan penambahan *FFST* diperoleh sebesar 0,1247. Sehingga, penggunaan *FFST* pada variasi jarak $L=20/12C$ mampu mereduksi kerugian energi hingga 7,29%.



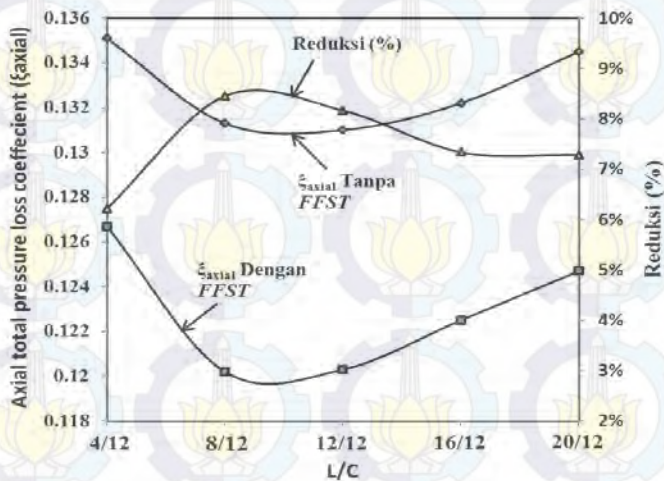
Gambar 4.25 Distribusi *Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient* pada variasi jarak 20/12C

4.6 Analisa Kuantitatif Perbandingan Kerugian Energi

Analisa kerugian energi akibat aliran sekunder secara kualitatif dipertegas dengan kajian secara kuantitatif. Kajian ini dilakukan diberbagai variasi jarak *FFST* terhadap *leading edge* (L/C) dengan pemaparan nilai ξ_{axial} aliran tanpa dan dengan *FFST*. Hasilnya diperlihatkan pada tabel 4.1 dan ditampilkan dalam bentuk grafik pada gambar 4.26. Tampak pada gambar 4.26, penggunaan *FFST* mampu membuat nilai ξ_{axial} lebih kecil daripada tanpa *FFST*. Kerugian energi terbesar yaitu pada variasi jarak L/C= 4/12, kemudian turun pada L/C=8/12 lalu meningkat hingga L/C=20/12. Bila ditinjau dari efektivitas penggunaan *FFST*, maka jarak yang paling optimal untuk mengurangi *blockage effect* akibat aliran sekunder adalah variasi jarak L/C=8/12 dengan reduksi kerugian energi sebesar 8,45%.

Tabel 4.1 *Axial total pressure loss coefficient (ξ_{axial}) pada jarak 2 cm di belakang trailing edge*

L/C	<i>Axial total pressure loss coefficient (ξ_{axial})</i>		Reduksi
	Tanpa <i>FFST</i>	Dengan <i>FFST</i>	
4/12	0,1351	0,1267	6,22%
8/12	0,1313	0,1202	8,45%
12/12	0,1310	0,1203	8,18%
16/12	0,1322	0,1225	7,34%
20/12	0,1345	0,1247	7,29%



Gambar 4.26 Grafik reduksi kerugian energi aliran tanpa dan dengan *FFST*

Halaman ini sengaja dikosongkan.

BAB 5 PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Setelah menganalisa perbandingan karakteristik aliran tanpa dan dengan penambahan *FFST* maka didapat beberapa kesimpulan sebagai berikut:

- 1) Penambahan *FFST* di depan *leading edge* dapat meningkatkan intensitas turbulensi aliran dan membuat posisi *end stagnation point* di *leading edge* semakin menjauh di atas permukaan *endwall*. Begitu juga dengan *forward saddle point* menjauh di depan *leading edge*.
- 2) *Separation line* semakin terbuka dari kontur bodi. Sehingga energi *freestream* mampu masuk ke dalam lingkup *horse shoe vortex* dan memberikan tambahan energi. Sedangkan *wake* yang terbentuk dibelakang *trailing edge* lebih konvergen. Sehingga *axial total pressure loss* menjadi berkurang.

Apabila dilakukan variasi jarak *FFST* terhadap *leading edge* maka dapat ditarik beberapa kesimpulan sebagai berikut:

- 1) Posisi *end stagnation point* di *leading edge* semakin menjauh di atas permukaan *endwall*.
- 2) *FSP* semakin mendekati *leading edge*.
- 3) *Separation line* semakin berimpit dan mengikuti kontur bodi. Hal ini menyebabkan energi *freestream* yang masuk ke dalam lingkup *horse shoe vortex* lebih sedikit. Akibatnya, *wake* yang terbentuk dibelakang *trailing edge* lebih divergen. Sehingga *axial total pressure loss* semakin bertambah.
- 4) Posisi yang paling efektif untuk mereduksi kerugian energi yaitu pada jarak $L/C=8/12$ dengan reduksi hingga 8,45%.

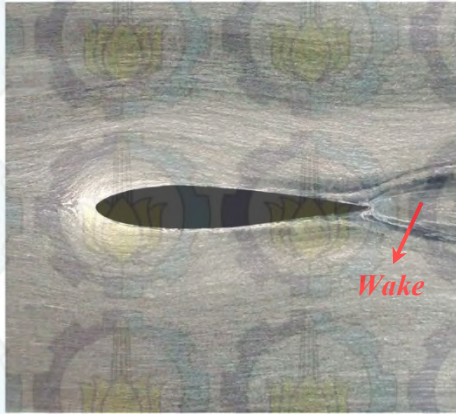
5.2 Saran

Berikut ini adalah beberapa saran yang dapat diberikan setelah penelitian dilakukan diantaranya:

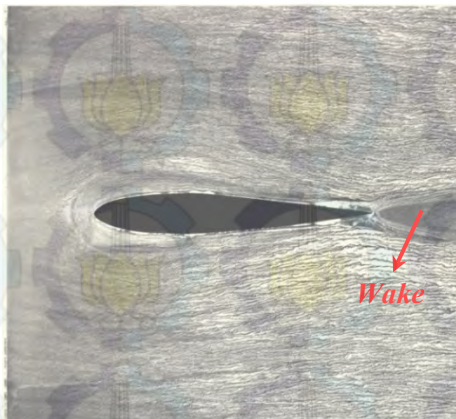
1. Lokasi peletakan *wind tunnel* hendaknya bersih sehingga tidak mengganggu jalannya eksperimen.
2. Agar hasil pemodelan numerik lebih akurat diperlukan *meshing* yang bagus.
3. Perlu dilakukan kajian dengan jenis *near wall treatment* yaitu *enhanced wall treatment*.
4. Penelitian harus dilaksanakan dengan intensitas turbulensi kurang dari 3%, baik itu eksperimen maupun pemodelan numerik.

LAMPIRAN

Lampiran A1. Karakteristik *OFV* Hasil Eksperimen.



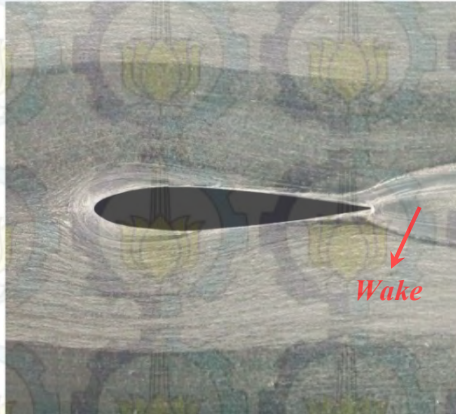
a) Tanpa *FFST*



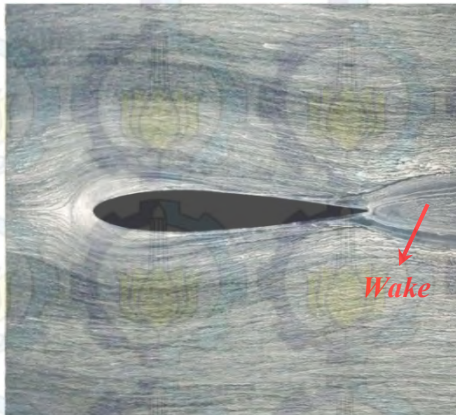
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.1 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen pada variasi jarak 4/12C

Lampiran A1. (lanjutan) Karakteristik *OFV* Hasil
Eksperimen.



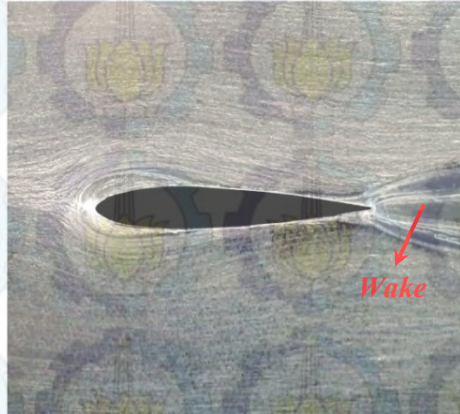
a) Tanpa *FFST*



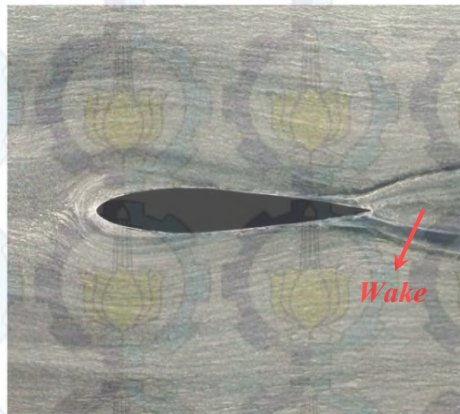
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.6 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen
pada variasi jarak 8/12C

Lampiran A1. (lanjutan) Karakteristik *OFV* Hasil
Eksperimen.



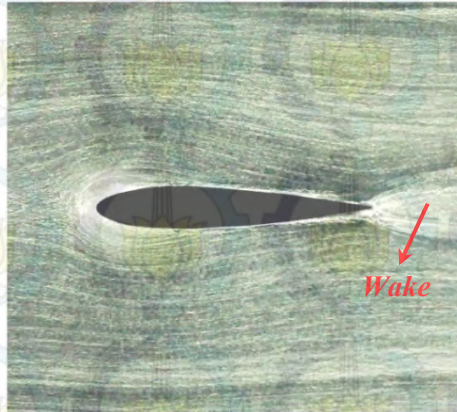
a) Tanpa *FFST*



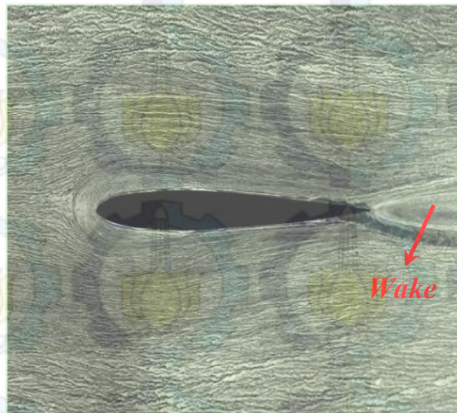
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.11 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen pada variasi jarak 12/12C.

Lampiran A1. (lanjutan) Karakteristik *OFV* Hasil
Eksperimen.



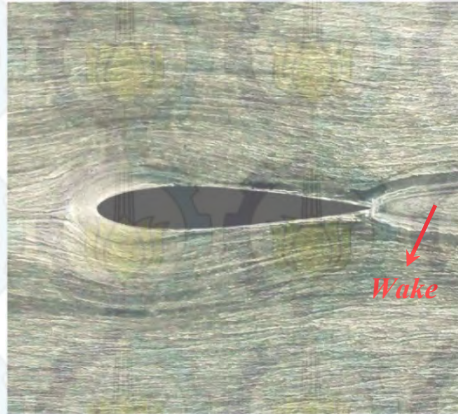
a) Tanpa *FFST*



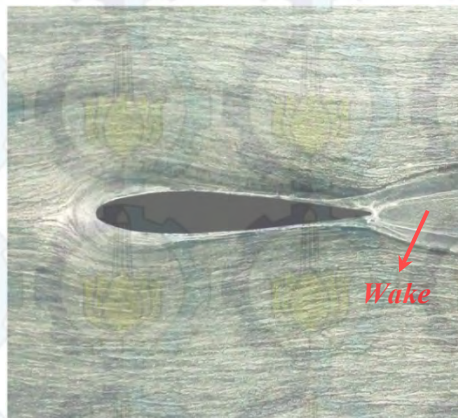
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.16 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen
pada variasi jarak 16/12C

Lampiran A1. (lanjutan) Karakteristik *OFV* Hasil
Eksperimen.



a) Tanpa *FFST*

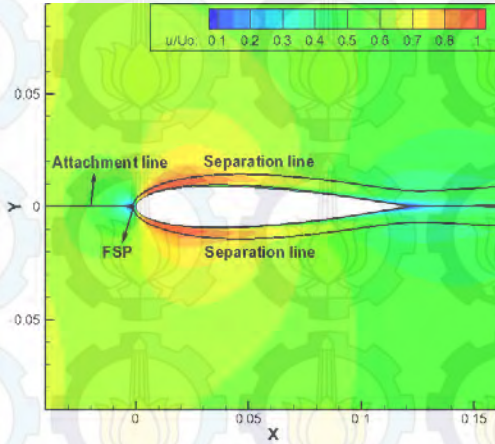


b) Dengan *FFST*

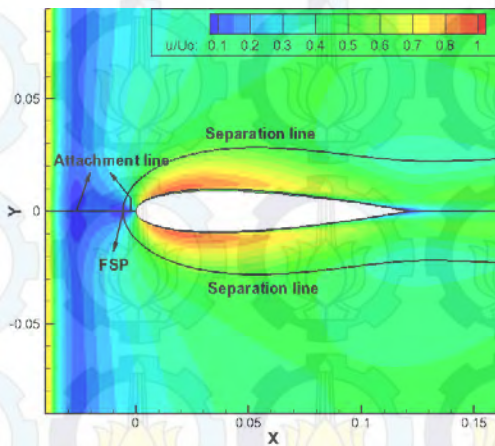
Gambar 4.21 Perbandingan struktur *OFV* hasil eksperimen pada variasi jarak 20/12

Halaman ini sengaja dikosongkan.

Lampiran A2. Distribusi Kecepatan dan Topologi Aliran Hasil Pemodelan Numerik.



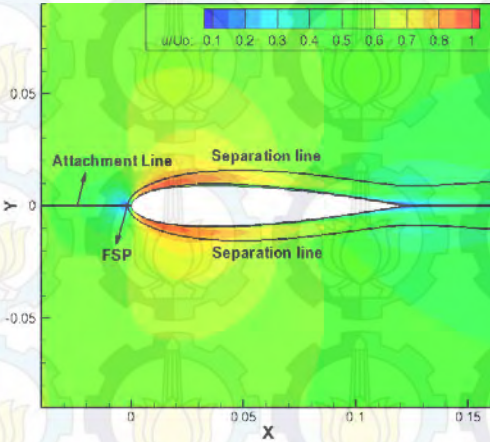
a) Tanpa *FFST*



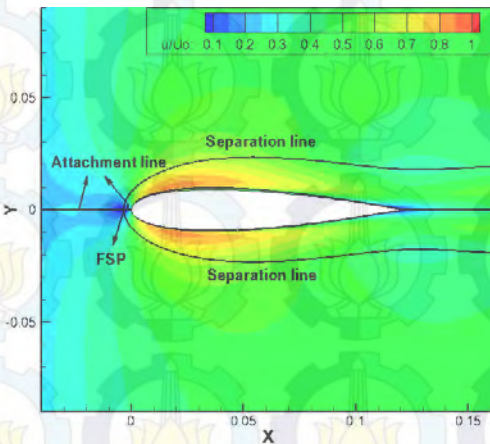
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.2 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 4/12C

Lampiran A2. (lanjutan) Distribusi Kecepatan dan Topologi Aliran Hasil Pemodelan Numerik.



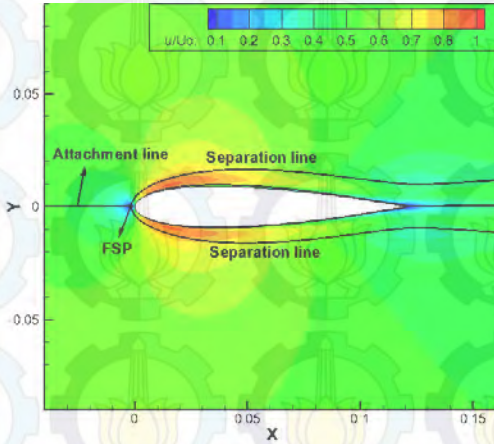
a) Tanpa *FFST*



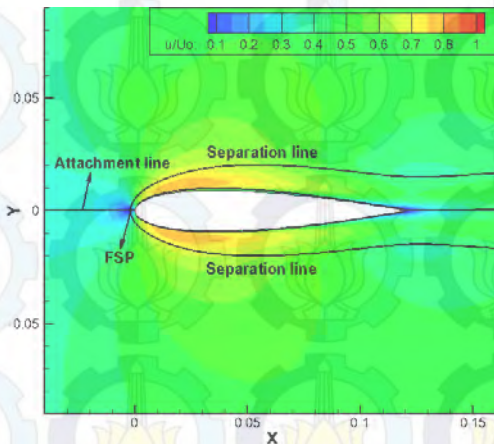
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.7 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 8/12C

Lampiran A2. (lanjutan) Distribusi Kecepatan dan Topologi Aliran Hasil Pemodelan Numerik.



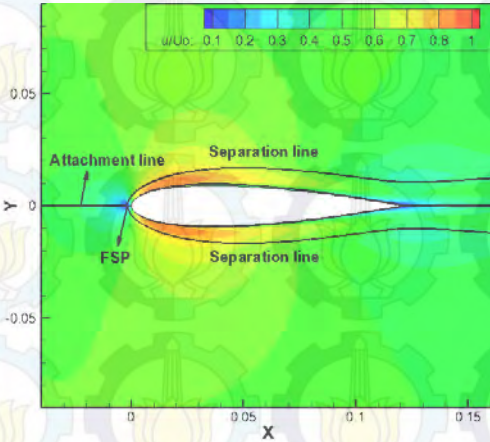
a) Tanpa *FFST*



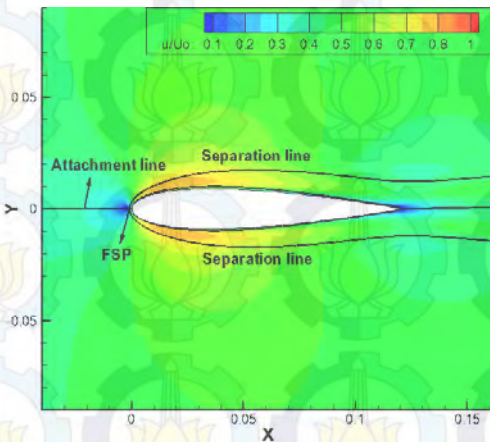
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.12 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 12/12C

Lampiran A2. (lanjutan) Distribusi Kecepatan dan Topologi Aliran Hasil Pemodelan Numerik.



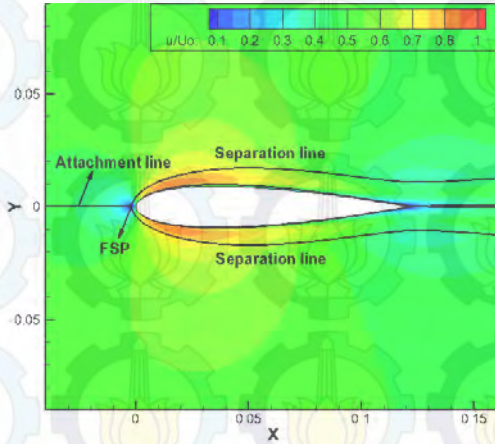
a) Tanpa *FFS*



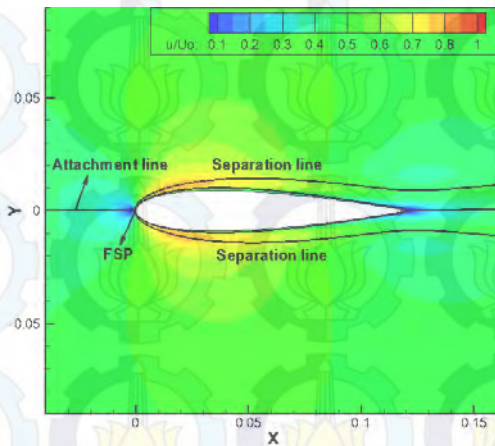
b) Dengan *FFS*

Gambar 4.17 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFS* pada variasi jarak 16/12C

Lampiran A2. (lanjutan) Distribusi Kecepatan dan Topologi Aliran Hasil Pemodelan Numerik.



a) Tanpa *FFST*

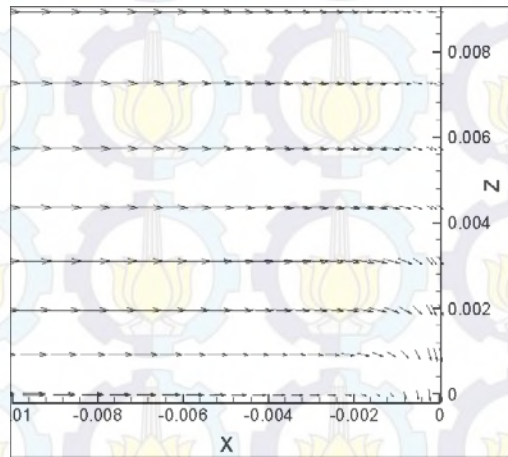


b) Dengan *FFST*

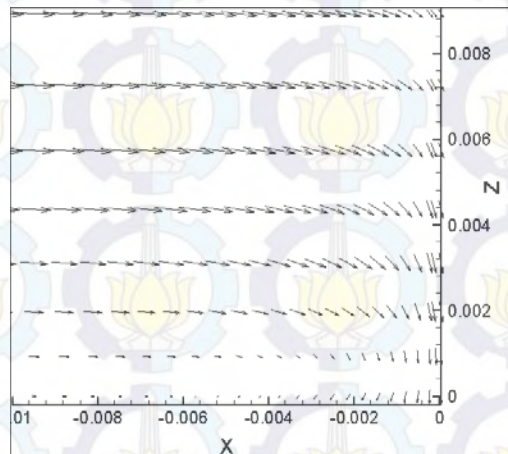
Gambar 4.22 Distribusi kecepatan aliran tanpa dan dengan *FFST* pada variasi jarak 20/12C

Halaman ini sengaja dikosongkan.

Lampiran A3. *Velocity Vector di Depan Leading Edge*



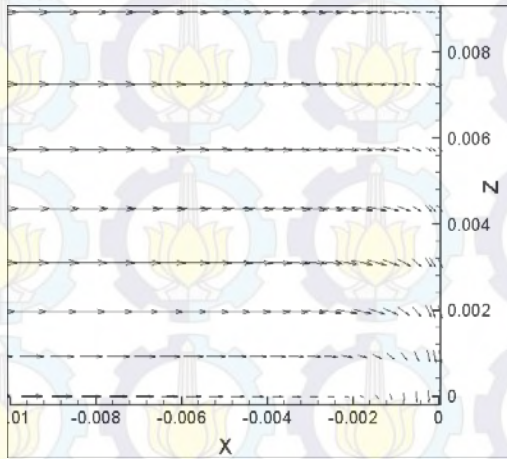
a) Tanpa *FFST*



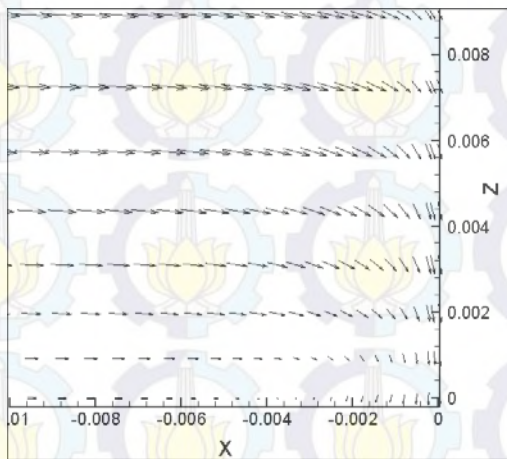
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.3 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak $4/12C$

Lampiran A3. (lanjutan) *Velocity Vector* di Depan *Leading Edge*



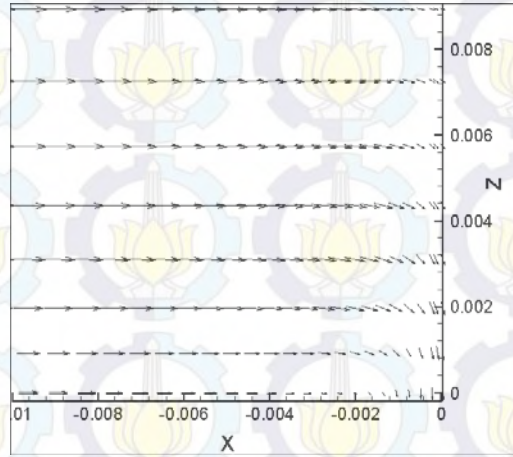
a) Tanpa *FFST*



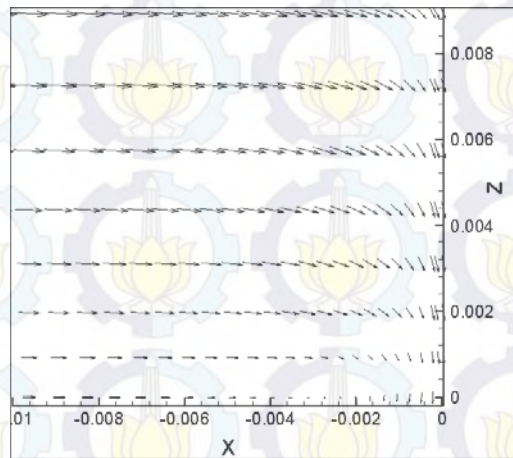
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.8 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 8/12C

Lampiran A3. (lanjutan) *Velocity Vector* di Depan *Leading Edge*



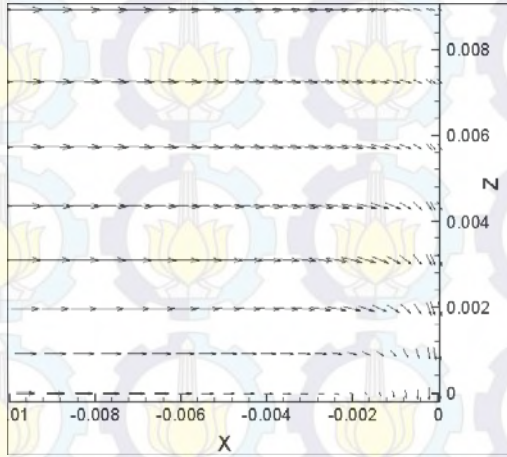
a) Tanpa *FFST*



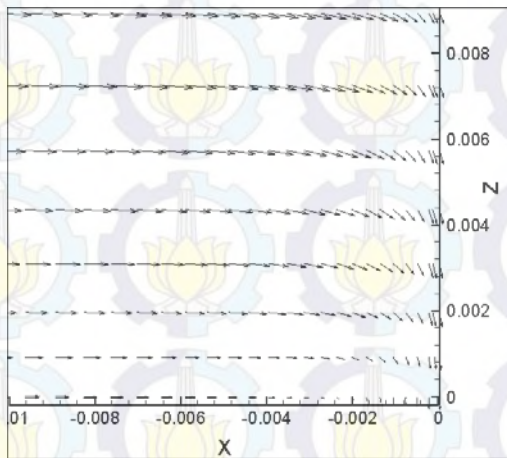
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.13 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 12/12C

Lampiran A3. (lanjutan) *Velocity Vector* di Depan *Leading Edge*



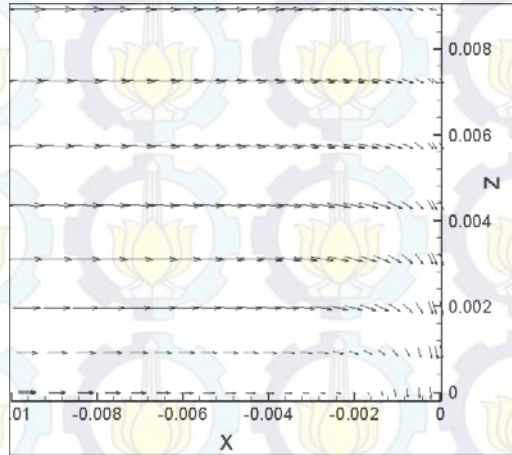
a) Tanpa *FFST*



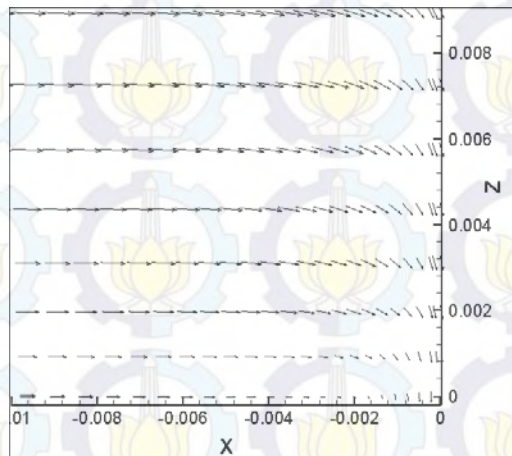
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.18 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 16/12C.

Lampiran A3. (lanjutan) *Velocity Vector* di Depan *Leading Edge*



a) Tanpa *FFST*

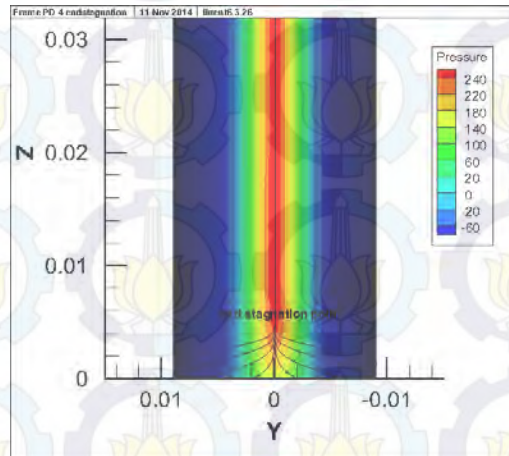


b) Dengan *FFST*

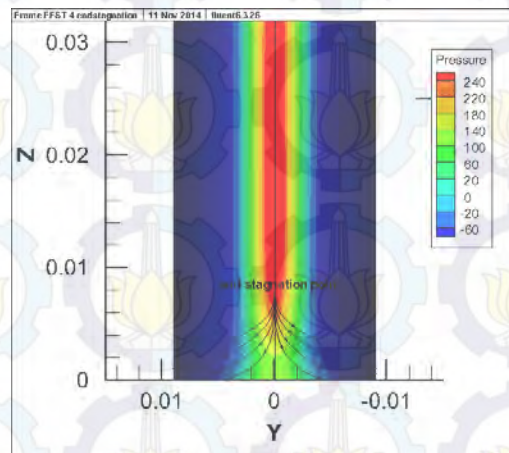
Gambar 4.23 *Velocity vector* di depan *leading edge* pada variasi jarak 20/12C

Halaman ini sengaja dikosongkan.

Lampiran A4. Posisi *End Stagnation Point* di *Leading Edge*



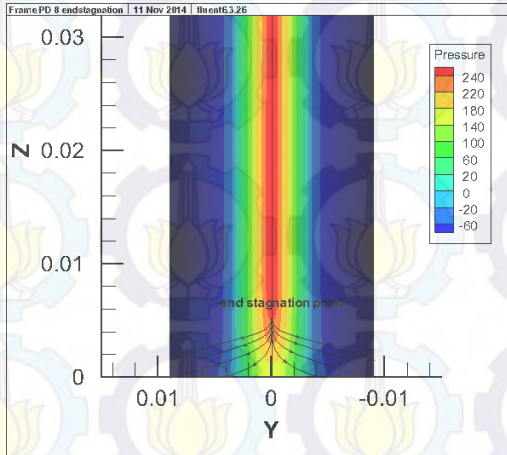
a) Tanpa *FFST*



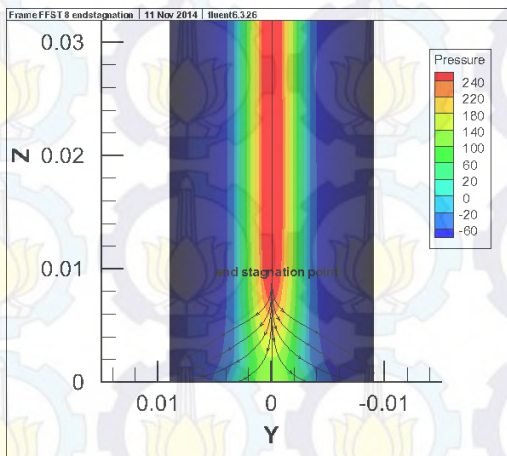
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.4 Posisi *end stagnation point* di *leading edge* pada variasi jarak 4/12C

Lampiran A4. (lanjutan) Posisi *End Stagnation Point* di *Leading Edge*



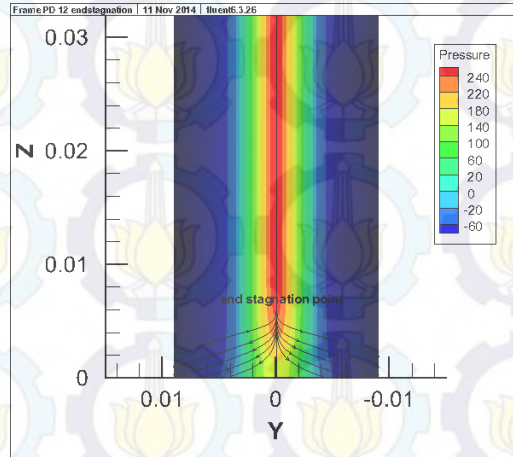
a) Tanpa *FFST*



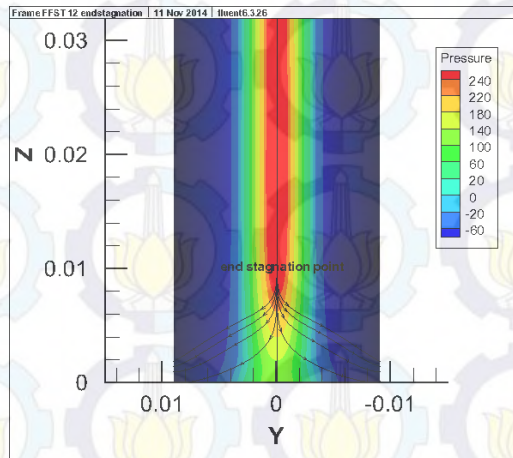
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.9 Posisi *end stagnation point* di *leading edge* pada variasi jarak 8/12C

Lampiran A4. (lanjutan) Posisi *End Stagnation Point* di *Leading Edge*



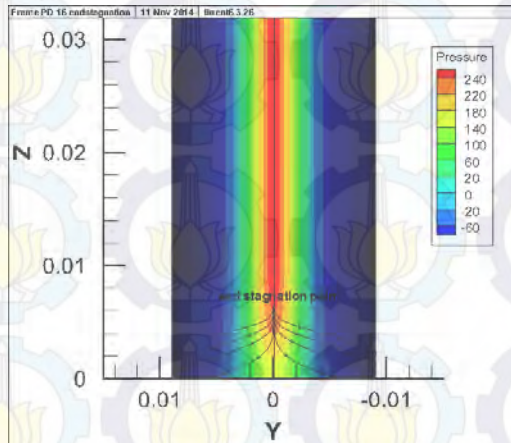
a) Tanpa *FFST*



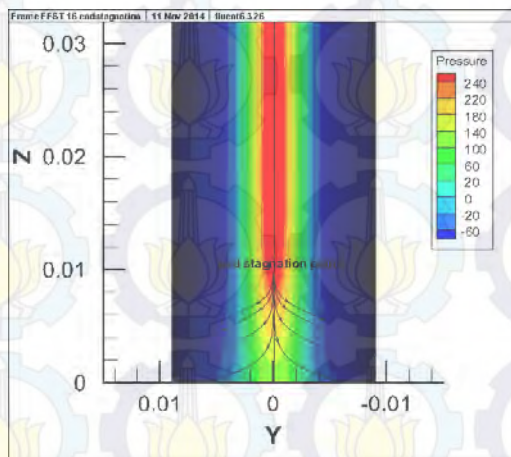
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.14 Posisi *end stagnation point* pada *leading edge* pada variasi jarak 12/12C

Lampiran A4. (lanjutan) Posisi *End Stagnation Point* di *Leading Edge*



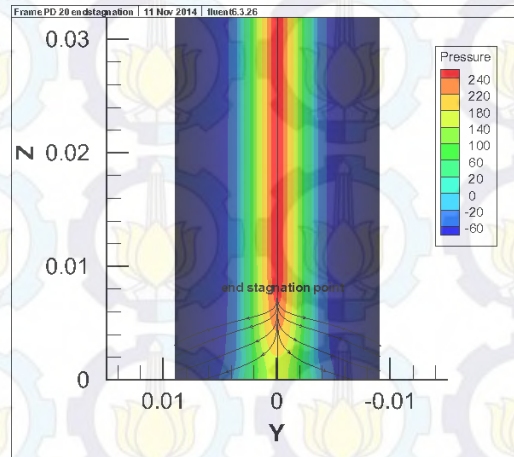
a) Tanpa *FFST*



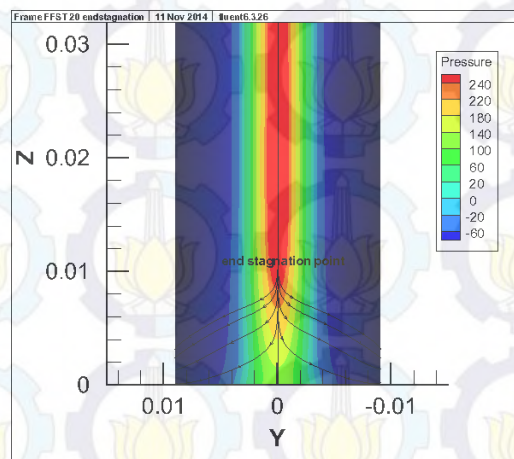
b) Dengan *FFST*

Gambar 4.19 Posisi *end stagnation point* di *leading edge* pada variasi jarak 16/12C

Lampiran A4. (lanjutan) Posisi *End Stagnation Point* di *Leading Edge*



a) Tanpa *FFST*

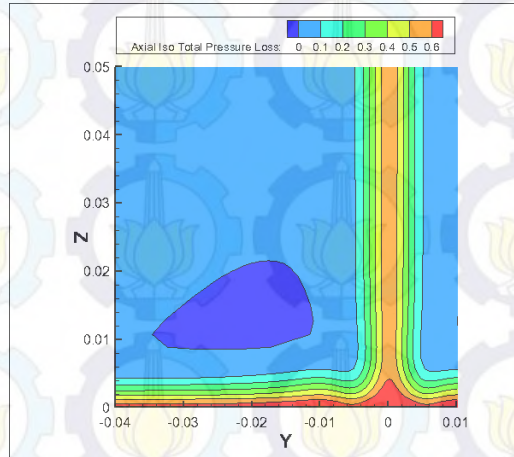


b) Dengan *FFST*

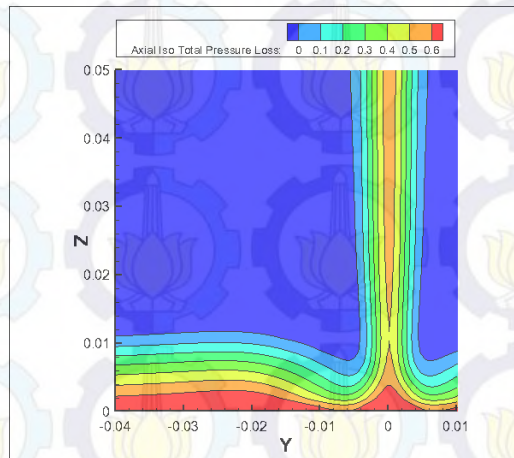
Gambar 4.24 Posisi *end stagnation point* di *leading edge* pada variasi jarak 20/12C

Halaman ini sengaja dikosongkan.

Lampiran A5. Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient (ξ_{axial}).



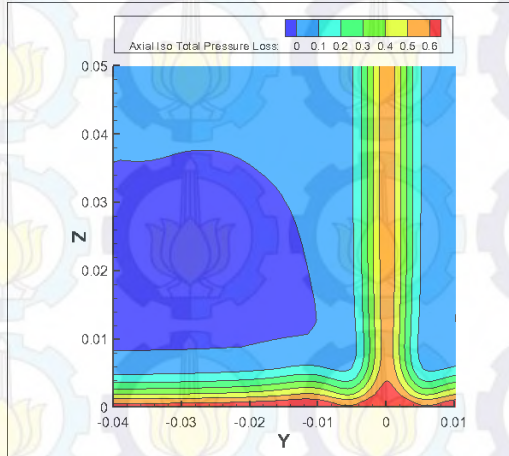
a) Tanpa FFST



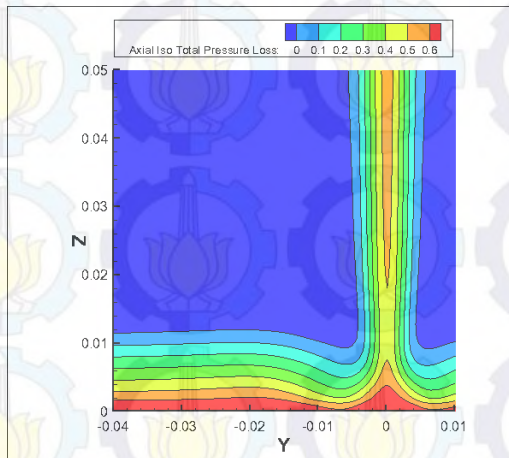
b) Dengan FFST

Gambar 4.5 Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient pada variasi jarak 4/12C

Lampiran A5. (lanjutan) Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient (ξ_{axial})



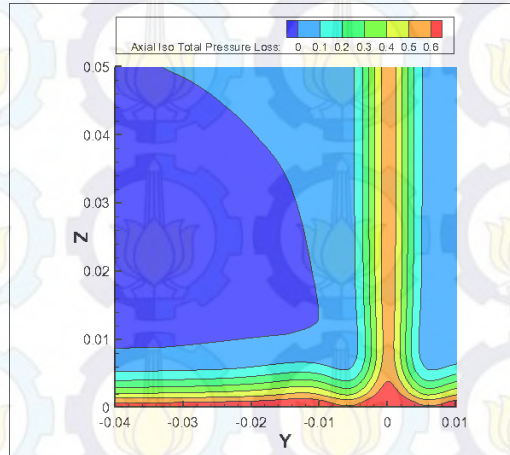
a) Tanpa FFST



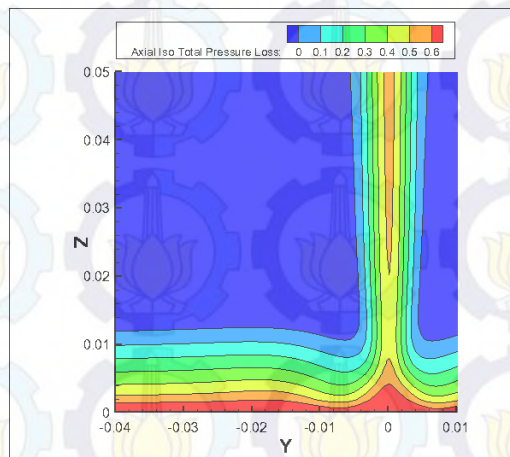
b) Dengan FFST

Gambar 4.10 Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient pada variasi jarak 8/12C

Lampiran A5. (lanjutan) Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient (ξ_{axial})



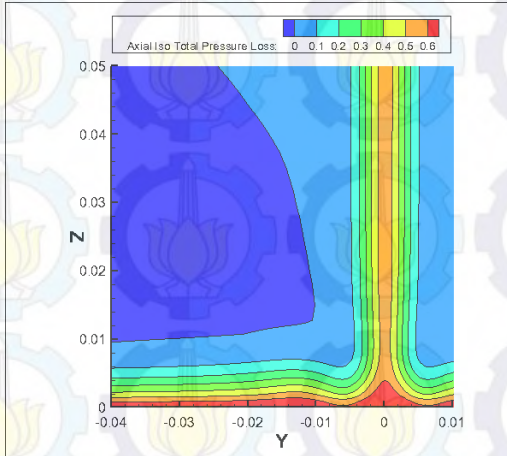
a) Tanpa FFST



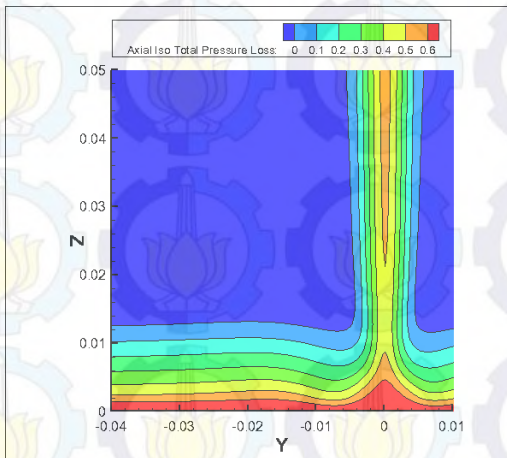
b) Dengan FFST

Gambar 4.15 Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient pada variasi jarak 12/12C

Lampiran A5. (lanjutan) Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient (ξ_{axial})



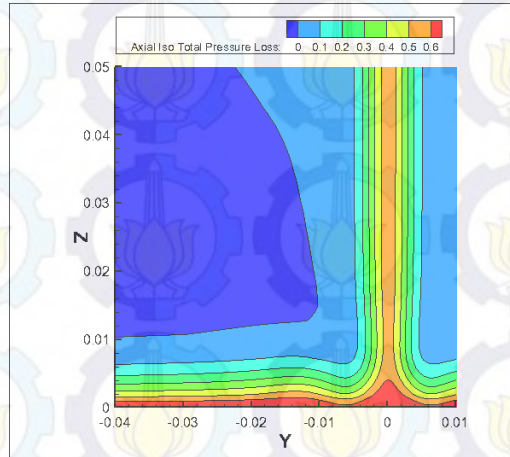
a) Tanpa FFST



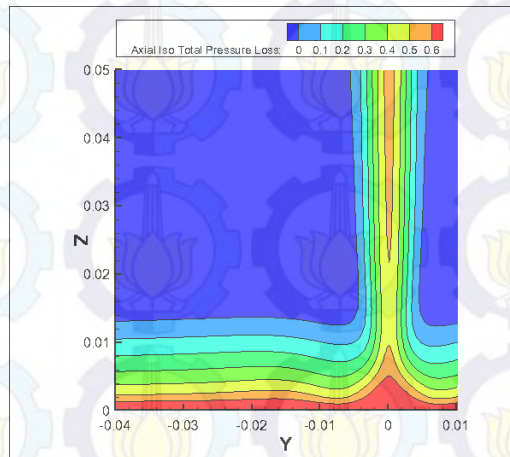
b) Dengan FFST

Gambar 4.20 Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient pada variasi jarak 16/12C

Lampiran A5. (lanjutan) Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient (ξ_{axial})



a) Tanpa FFST



b) Dengan FFST

Gambar 4.25 Distribusi Axial Iso-Total Pressure Loss Coefficient pada variasi jarak 20/12C

Halaman ini sengaja dikosongkan.